

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et
de la Recherche Scientifique
Ecole Nationale Polytechnique

14/04

وزارة التعليم العالي
والباحث العلمي
المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات



المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات
Ecole Nationale Polytechnique

المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات
BIBLIOTHEQUE — المكتبة
Ecole Nationale Polytechnique

Département d'Electronique

MEMOIRE DE FIN D' ETUDES

En vue de l'obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat en ELECTRONIQUE

Thème :

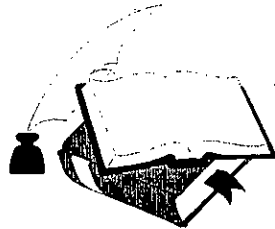
CONCEPTION D'UN RECEPTEUR GPS (GLOBAL POSITIONING SYSTEM)

Proposé et dirigé par :

M^r R.SADOUN

Etudié Par :

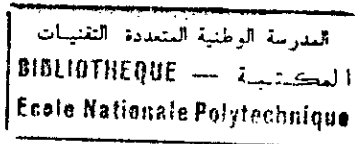
M^r BOUGHRIRA Allaoua



E.N.P. 10, Avenue Hassen Badi, El Harrach, ALGER

2003-2004

Dédicace



A mes très chers parents, pour leur patience et leur sacrifice.

*A mes chers frères, Abdelhak, Mourad et Abdelali, et ma très chère sœur
Sihem.*

A tous mes amis en particulier Mouslem, Younes, Karim et Seddik.

*A tous mes collègues du groupe électronique qui m'ont offert une ambiance
familiale.*

A tous mes enseignants.

Je dédie ce travail.

Allaoua.

Remerciements

*Je remercie avant tout, Dieu, le tout puissant pour
tout ce qu'il m'a donné et pour m'avoir aidé à
faire ce travail.*

J'adresse ainsi toute ma gratitude,

A M. SADOUN pour son soutien, son aide, ses conseils et sa patience.

*A tout mes amis de l'E.N.P notamment Mouslem et Kari, dont j'ai apprécié la compagnie
durant ces trois dernières années.*

*Je remercie toutes les personnes qui m'ont aidé pour l'élaboration de ce mémoire. Je
remercie également les membres du jury qui m'ont fait l'honneur de participer à l'examen de ce
travail.*

*Et enfin, je n'oublierai pas, bien sûr de saluer le dévouement et les sacrifices prodigués par
mes parents à mon égard, ainsi que le soutien de toute ma famille durant ces longues années
d'études.*

*Je m'excuse auprès des personnes dont je n'ai pas cité le nom, mais cette liste ne sera jamais
exhaustive et il fallait rester concis. En tout cas, j'adresse un grand salut à toutes les personnes qui
m'aiment.*

مُلخَص

يُعدُّ تحديدُ المواقعِ الجغرافيةِ معلومةً إستراتيجيةً. النظامُ GPS، الذي يعملُ بالعالمِ فوقَ التردديةِ الموزعةِ بعنايةٍ على كوكبةٍ من الأقمارِ الصناعيةِ، تمَّ إنجازُه لتمكينِ الوصولِ إلى هذهِ المعلومةِ. من خلالِ عملنا هذا، تناولنا تحليلَ عملِ هذا النظامِ للوصولِ إلى اقتراحِ نموذجِ لنظامِ استقبالِ، مُرفقِ بنظامِ يحاكي إشاراتِ النظامِ GPS.

الكلمات المفتاحية : تحديد المواقع الجغرافية، النظام GPS، نظام استقبال.

RESUME

Le positionnement géographique est une information stratégique. Le système GPS, utilisant des balises hyperfréquences judicieusement réparties sur une constellation de satellites, a été conçu pour permettre l'accès à cette information.

A travers notre étude, il a été abordé l'analyse du fonctionnement de ce système pour aboutir à la proposition d'un modèle d'un récepteur couplé à un simulateur de signaux GPS.

MOTS CLES : Localisation, Système GPS, Récepteur.

ABSTRACT

Geographical positioning is strategic information. System GPS, using ultra high frequencies beacons judiciously distributed on satellites constellation, was conceived to give access to this information.

With through our study, it was approached the analysis of the operation of this system to lead to the proposal for a model of a receiver coupled to a simulator of GPS signals.

KEYWORDS : Localization, GPS, Receiver.

TABLE DES MATIERE

DEDICACE	I
REMERCIEMENTS.....	II
RESUME	III
TABLE DES MATIERES	IV
PRINCIPAUX SIGLES UTILISES	XI
INTRODUCTION GENERALE	XII

CHAPITRE I : LE SYSTEME GPS

1-1. INTRODUCTION.....	1
1-2. HISTORIQUE DU GPS	2
1-3. APPLICATIONS DU GPS	5
1-4. AVANTAGES ET INCONVENIENTS DU GPS	7
1-5. COMPOSITION DU SYSTEME GPS	8
1-5-1. SEGMENT SPATIAL	8
1-5-1-1. TYPES DES SATELLITES	9
1-5-1-2. IDENTIFICATION DES SATELLITES.....	11
1-5-1-3. COUVERTURE TERRESTRE DES SATELLITES	11
1-5-2. SEGMENT DE CONTROLE (OU SEGMENT SOL)	12
1-5-2-1. STATIONS DE POURSUITE	12
1-5-2-2. STATION MAÎTRE DE CONTRÔLE ET CALCUL.....	13
1-5-2-3. STATIONS DE TRANSMISSION	14
1-5-3. SEGMENT UTILISATEUR.....	14
1-6. RAISONS DE LA REUSSITE DU SYSTEME GPS	15
1-6-1. RAISONS TECHNIQUES	15
1-6-2. RAISONS ECONOMIQUES	16
1-6-3. RAISONS INDUSTRIELLES	16
1-7. SERVICES FOURNIS	16
1-7-1. LE PPS	16
1-7-2. LE SPS	17

1-8. CONTRÔLE ET POLITIQUE DU GPS.....	17
1-9. COÛT Et FINANCEMENT.....	19
1-10. FONCTIONNEMENT DU SYSTEME GPS.....	19
1-10-1. PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT	19
1-10-2. NECESSITE DE 4 SATELLITES POUR LE POSITIONNEMENT.....	20
1-10-3. MESURE DE LA DISTANCE D'UN SATELLITE	20
1-10-4. SYNCHRONISATION DE L'HORLOGE DU RECEPTEUR	21
1-10-5. POSITIONNEMENT EN DEUX DIMENSIONS (2D)	23
1-10-6. POSITIONNEMENT EN TROIS DIMENSIONS (3D)	23
1-11. PRECISION.....	25
1-11-1. PRECISION HORIZONTALE	25
1-11-2. PRECISION VERTICALE (OU ALTITUDE)	27
1-11-3. PRECISION DE LA VITESSE	29
1-11-4. PRECISION DE L'HEURE	29
1-11-5. REPRODUCTIBILITE	29
1-11-6. PRECISION RELATIVE	31
1-11-7. PRECISION INDIQUEE PAR UN RECEPTEUR	31
1-11-8. AMELIORATION DE LA PRECISION	31
1-11-9. PRECISION REQUISE POUR CERTAINES DISCIPLINES	31
1-12. ERREURS SUSCEPTIBLES D'AFPECTER LES MESURES	33
1-12-1. EXAMEN DES PRINCIPALES CAUSES D'ERREURS	33
1-12-2. ERREURS REDUCTIBLES PAR MODELISATION OU CALCUL	40
1-12-2-1. ERREURS IONOSPHERIQUES	40
1-12-2-2. ERREURS TROPOSPHERIQUES.....	43
1-12-2-3. ERREURS RELATIVISTES.....	44
1-12-3. ERREURS REDUCTIBLES PAR DIFFERENTIATION	44
1-12-3-1. PARAMETRES D'HORLOGE DES SATELLITES	45
1-12-3-2. PARAMETRES D' EPHEMERIDES	45
1-12-3-3. ERREURS VOLONTAIRES DE LA « SA »	45
1-12-4. ERREURS DUES AU RECEPTEUR	45

1-12-5. ERREURS DUES A L'ENVIRONNEMENT	46
1-12-6. BILAN DES ERREURS.....	47
1-13. GPS DIFFERENTIEL.....	47
1-13-1. PRINCIPE	48
1-13-2. PRECISION DU DGPS	49
1-13-3. GPS A DIFFERENCE DE CODE	49
1-13-4. GPS A DIFFERENCE DE PHASE	51
1-13-5. PSEUDO -SATELLITES	52
1-13-6. EMETTEURS GPS DIFFERENTIEL	52
1-13-7. EMETTEURS DGPS LOCAUX (LDGPS)	53
1-13-8. EMETTEURS DGPS A LARGE COUVERTURE (WDGPS)	53
1-13-9. POST- TRAITEMENT	53
1-13-10. INTEGRITE APPORTEE PAR LE DGPS.....	54
1-14. LA CARTOGRAPHIE.....	55
1-14-1. SYSTEMES GEODESIQUES	55
1-14-2. MODELES GEOMETRIQUES TERRESTRES	55
1-14-2-1. ELLIPSOÏDE DE REFERENCE TERRESTRE	56
1-14-2-2. MODELISATION DE LA SURFACE TERRESTRE (GEOÏDE) ...	57
1-14-3. LES DIFFERENTS SYSTEMES GEODESIQUES	57
1-14-3-1. CONVERSION DE SYSTEMES GEODESIQUES.....	58
1-14-4. COORDONNEES	59
1-14-4-1. LATITUDE ET LONGITUDE.....	59
1-14-4-2. LE SYSTEME UTM	60
1-15. RECEPTEURS GPS	63
1-15-1. POSITION	63
1-15-1-1. PRECISION DE LA POSITION	63
1-15-1-2. FORMAT D'AFFICHAGE	63
1-15-1-3. SYSTEMES GEODESIQUES	63
1-15-1-4. MOYENNE DE LA POSITION	64
1-15-1-5. TEMPS POUR LA PREMIERE POSITION (TTFF)	64

1-15-1-6. MISE A JOUR DE LA POSITION.....	64
1-15-2. ALTITUDE.....	65
1-15-2-1. MODE 2D ET 3D.....	65
1-15-3. DIRECTION.....	65
1-15-4. DISTANCE	65
1-15-4-1. UNITES DE MESURE.....	65
1-15-5. VITESSE.....	66
1-15-5-1. LIMITATION DE VITESSE.....	66
1-15-6. HEURE ET DATE.....	66
1-15-6-1. TEMPS GPS.....	66
1-15-6-2. TEMPS UTC.....	67
1-15-6-3. HEURE AFFICHEE.....	67
1-15-7. MESSAGES ET ALARMES.....	67
1-15-7-1. ALARME D'APPROCHE.....	67
1-15-7-2. ALARME HDOP.	68
1-15-8. WAYPOINT.....	68
1-15-9. INFORMATIONS GENERALES.....	68
1-15-10. RECEPTEURS SEQUENTIELS ET PARALLELES.....	68
1-15-10-1. NOMBRE DE CANAUX.....	69
1-15-11. ANTENNE.....	69
1-15-12. INTERFACE.....	69
1-15-13. AUTRES CARACTERISTIQUES.....	69
1-15-14. LES RECEPTEURS PPS.....	70
1-15-15. MODELES DE RECEPTEURS DEJA EXISTANTS :	70
1-15-15-1. LE COÛT DES RECEPTEURS GPS.....	70
1-15-15-2. QUELQUES MODELES DE RECEPTEURS GPS.....	70
1-16. CONCLUSION	71

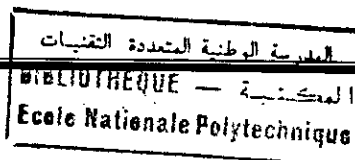
CHAPITRE II : LES SIGNAUX GPS

2-1. INTRODUCTION.....	72
2-2. SIGNAL SATELLITE.....	72
2-2-1. STRUCTURE DU SIGNAL	72
2-2-2. CODES PSEUDO- ALEATOIRES.....	73
2-2-2-1. CODE C/A (COARSE ACQUISITION)	74
2-2-2-2. CODE P (PRECISE CODE)	75
2-2-3. MESSAGE DE NAVIGATION.....	77
2-2-3-1. STRUCTURE DU MESSAGE.....	77
2-2-3-2. CONTENU DU MESSAGE	77
2-2-3-3. ORGANISATION DES SOUS- TRAMES.....	84
2-2-4. TRANSMISSION PAR SPECTRE ETALE.....	85
2-2-5. MODULATION.....	87
2-2-5-1. GENERATION DU SIGNAL EMIS PAR LES SATELLITES	87
2-2-5-1-1. COMPOSANTES DU SIGNAL.....	87
2-2-5-1-2. CARACTERISTIQUES DU SIGNAL	89
2-2-5-2. NOTES CONCERNANT LES ALMANACHS ET LES EPHEMERIDES.....	91
2-2-5-2-1. ALMANACHS ET EPHEMERIDES UTILISEES DANS LE GPS.....	91
2-2-5-2-2. EPHEMERIDES RADIODIFFUSEES	92
2-2-5-2-3. EPHEMERIDES PRECISES (CALCUL DMA)	92
2-2-5-2-4. EPHEMERIDES PRECISES (RESEAUX CIVILS)...92	
2-2-5-2-5. CALCUL DU POINT DE POSITION.....	93
2-3. MESURES GPS.....	94
2-3-1. TECHNIQUES DE MESURE DE LA POSITION.....	94
2-3-2. MESURE DE PSEUDO- DISTANCE.....	95
2-3-2-1. EXPRESSION DE LA PSEUDO- DISTANCE.....	95

2-3-3. MESURE DE PHASE.....	96
2-3-3-1. EXPRESSION DE LA PHASE.....	97
2-3-4. COMBINAISON DES MESURES.....	98
2-3-4-1. COMBINAISON DES PHASES.....	98
2-4. CONCLUSION.....	98

CHAPITRE III : DEVELOPPEMENT

3-1. INTRODUCTION.....	99
3-2. PLANNING.....	99
3-3. CONDUITE DU DEVELOPPEMENT DU SYSTEME.....	99
3-3-1. LE CAHIER DES CHARGES	100
3-3-2. SYNOPTIQUE GENERALE.....	100
3-3-2-1. MODELE DE BASE DU SYSTEME.....	101
3-3-2-2. MODELISATION MATHEMATIQUE DU SYSTEME.....	102
3-3-3. ANALYSE DES DIFFERENTES APPROCHES.....	113
3-3-4. CHOIX DE LA TECHNIQUE.....	114
3-3-5. REPARTITION MATERIEL / LOGICIEL.....	114
3-3-6. LA SIMULATION.....	115
3-3-6-1. OBJECTIFS ET PROBLEMES.....	115
3-3-6-2. HYPOTHESES ET CONFIGURATION.....	116
3-3-6-3. CHOIX DU LANGAGE DE PROGRAMMATION	119
3-3-6-4. ALGORITHMES DE SIMULATION.....	120
3-3-6-5. RESULTATS OBTENUS ET INTERPRETATION.....	123
3-3-7. LA REALISATION.....	136
3-3-7-1. PARTIE MATERIELLE.....	137
3-3-7-1-1. LE RECEPTEUR EN CIRCUIT.....	137
3-3-7-1-2. LE SCHEMA ELECTRIQUE.....	138



3-3-7-2. PARTIE LOGICIELLE.....	140
3-3-7-2-1. FONCTIONS DE LA COUCHE LOGICIELLE.....	140
3-3-7-2-2. NOTION DE OPENGPS.....	140
3-4. CONCLUSION.....	141



CONCLUSIONS GENERALES ET PERSPECTIVES	142
BIBLIOGRAPHIE ET WEBOGRAPHIE.....	143
ANNEXES.....	145

المدرسة الوطنية المتعددة التخصصات
BIBLIOTHEQUE — المكتبة
Ecole Nationale Polytechnique

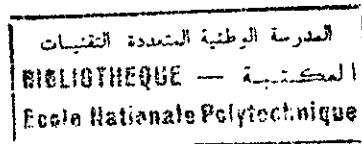
AS	Anti- Spoofing
BPSK	Bi Phase Shift Keying
CODE C/A	Coarse Acquisition Code
CODE P(Y)	Precision Code
DMA	Defense of Mapping Agency
DOP	Dilution Of Precision
GDOP	Geometrical Dilution Of Precision
GPS	Global Positioning System
HDOP	Horizontal Dilution Of Precision
HOW	Hand Over Word
NAVSTAR	NAVigation System by Timing And Ranging
PDOP	Position Dilution Of Precision
PPS	Precise Positioning Service
PRN	Pseudo- Random Noise
SA	Selective Availability
SPS	Standard Positioning Service
TDOP	Time Dilution Of Precision
TLM	Telemetry Word
UTC	Universal Time Coordinated
VDOP	Vertical Dilution Of Precision

Tableau. Principaux Sigles utilisés.

المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات
BIBLIOTHEQUE — المكتبة
Ecole Nationale Polytechnique

Introduction Générale

INTRODUCTION GENERALE



GPS et Internet pour ne citer que ces derniers représentent l'un des développements technologiques majeurs de ces dernières décennies.

Le GPS (Global Positioning System) est une révolution pour la navigation. C'est une technologie qui permet de localiser la position de l'utilisateur, n'importe où dans le monde, 24 heures sur 24, quelle que soit la météo. Il consiste en une constellation de 24 satellites qui orbitent à environ 20 000 Kms de la terre.

Conçu par le Ministère de la défense des Etats Unis d'Amérique pour un usage militaire, le système a été rendu accessible aux civils, pour un emploi dans l'aviation, la marine pour ne citer que ces derniers. De nombreuses informations concernant le GPS sont classées « secret défense » par l'armée américaine.

Aujourd'hui, des millions de personnes utilisent la précision et la commodité de cette technologie pour pêcher, chasser, randonner, voler, naviguer. Le GPS doit être considéré comme une aide précieuse à la navigation. Il faut en tirer le meilleur parti tout en étant conscient de ses limites.

Notre travail s'inscrit dans l'étude du système GPS à travers la proposition d'une conception d'un récepteur permettant l'accès à l'information sur la position.

Pour se faire, nous avons décomposé notre approche en trois étapes. On a commencé par analyser le système, c'est-à-dire savoir de quoi s'agit il, comment il fonctionne, quels sont les éléments constitutifs et ceux affectant ces performances, quels sont les précautions à prendre lors d'utilisation du récepteur GPS. Ceci c'est traduit par le premier chapitre qui aborde également les limites dudit système. Puis on passe au deuxième chapitre qui consiste en la description de l'ensemble des signaux émis par les satellites afin d'avoir un aperçu global sur le récepteur à concevoir. On est passé par la suite de l'analyse à la modélisation. Cela implique une modélisation appropriée du récepteur à réaliser déduite de tous qui a été acquis dans les étapes précédentes. La prochaine étape, matérialisée par le troisième chapitre, sera la synthèse. Dans cette partie, on va matérialiser notre modèle en indiquant le schéma électrique ainsi que l'ensemble des composants nécessaires pour atteindre la conception cible.

Chapitre I: Le Système GPS

1-1. INTRODUCTION [3], [4]

Depuis son origine, l'homme a toujours eu besoin de se repérer. Aujourd'hui, un simple récepteur GPS lui permet de connaître instantanément sa position quel que soit le lieu et l'heure. De nombreuses informations utiles sont également fournies en permanence par le récepteur GPS comme la vitesse et la direction de déplacement, l'heure, le jour ou bien encore une estimation de l'heure d'arrivée.

Cette information sur la position ou simplement le positionnement était et elle est toujours une information vitale. Elle est exploitée notamment par la marine, l'aviation, la défense nationale, les opérations de sécurité et de sauvetage, les relevés topographiques. C'est pour cette raison que le système de positionnement global par satellite (GPS) a été introduit en 1978 par le département de la Défense américaine afin de remplacer tous les systèmes de positionnement qui étaient peu performants pour permettre à tous les éléments de l'armée américaine (avions, navires, véhicules blindés, troupes) de se positionner de manière précise et quasi instantanée. Cependant, ce système n'a vraiment été accessible au grand public que vers le milieu des années 80. Ce même système permet d'avoir une position quel que soit le lieu aussi bien sur terre, sur mer ou dans les airs.

Le système GPS est entièrement financé, géré et contrôlé par l'U.S. Air Force pour le compte du gouvernement des États-Unis. Cependant, les civils ont également le droit d'utiliser certaines informations émises par les satellites. Si, dans sa version civile, le GPS permet d'indiquer une position avec une bonne précision, il ne faut pas oublier que, parfois, la précision est nettement moins bonne. À certains endroits du globe où la réception est difficile, des émetteurs différentiels permettent de réduire à quelques mètres seulement l'incertitude de la position fournie par le GPS. Grâce à des équipements spéciaux, il est également possible d'obtenir une précision de l'ordre du centimètre. Le GPS est également en mesure de fournir l'heure avec une très grande précision. Il représente un très grand progrès pour tous ceux qui ont besoin de connaître précisément leur position.

Les performances excellentes du système GPS et son faible coût du récepteur font de ce système un instrument de navigation très utile. Seule la navigation civile aérienne est encore peu abordable pour des raisons techniques (intégrité du système) et politiques (il faut beaucoup de garanties pour faire accepter par la communauté internationale un instrument essentiel de navigation qui est entièrement dans les mains des militaires d'un pays).

1-2. HISTORIQUE DU GPS [2], [3]

Tout a commencé à partir du lancement du premier satellite Spoutnik en 1957. L'idée de navigation par satellite fut émise par la suite. Les scientifiques de l'université Johns Hopkins développèrent une méthode de suivi d'orbite de satellite en observant l'effet Doppler d'un signal radio émis par Spoutnik I. En inversant ce processus, il fut proposé que la position d'un navigateur pouvait être déterminée en « utilisant » les fréquences Doppler d'un signal radio émis dont on connaît précisément l'orbite.

L'US Navy tira vite avantage de cette nouvelle technologie afin de localiser ses bateaux et ses sous-marins. En 1963, la division spatiale de l'U.S. Air Force accorde son support à l'étude d'un système de radionavigation initié par la société Californian Aerospace Corporation. Le projet porte la référence 621B.

Le système de navigation par satellite TRANSIT commença à être opérationnel sur les sous-marins US Polaris en 1964. Ce système était basé sur la mesure de l'effet Doppler de l'émission d'un signal radio satellitaire. Cependant, une position fixe était disponible approximativement toutes les 40 minutes avec la contrainte d'imposer aux utilisateurs de rester dans une position stationnaire pour avoir une précision de navigation fixe; ce qui représentait un handicap du système.

Avec le développement de la précision des horloges atomiques dans les années soixante, il devint possible de concevoir une constellation de satellites qui transporterait un réseau d'horloges précises synchronisées à une référence de temps unique. Par le biais de l'heure d'émission d'un signal radio, un récepteur peut mesurer la distance à un satellite en observant la durée entre l'émission et la réception du signal provenant du satellite.

L'USAF (U.S. Air Force) lança un programme en 1964 afin de développer et tester une technique de transmission codée qui pourrait fournir des données de distance et de temps précis en utilisant un signal modulé avec un « code » bruit pseudo aléatoire (PRN : Pseudo- Random Noise).

Le 31 Mai 1967, le premier satellite Timation (TIME navigATION), lancé par l'US Navy, est mis en orbite. Le système Timation, développé par le laboratoire de la recherche navale américaine (NRL, Naval Research Laboratory), permettra de fournir des informations horaires très précises grâce à des satellites équipés d'horloges atomiques.

En avril 1973, le département de la défense américaine (DOD, Department of defense) décide de regrouper en un seul projet le système 621B de l'U.S.Air Force et le système Timation de l'U.S.Navy. Ce nouveau programme de positionnement et de navigation par satellite est toujours connu sous le nom de système 621B. Il sera plus tard appelé NAVigation System by Timing And Ranging Global Positionning System, puis simplifié en NAVSTAR GPS.

Le but de projet était de fournir un moyen de positionnement totalement furtif pouvant couvrir la terre entière. Ce système autorise un positionnement précis en trois dimensions et renseigne sur la vitesse d'un mobile ainsi que sur l'heure exacte. Les signaux GPS seront disponibles n'importe où sur la terre à n'importe quelle altitude, n'importe quand et quelles que soient les conditions météorologiques.

Le 14 juillet 1974, le premier satellite comportant une horloge atomique est mis en orbite. Ce satellite, d'abord appelé Timation-3, est renommé NTS-1 (Navigation Technology Satellite).

La première phase du programme GPS était une phase de validation durant laquelle les prototypes des satellites du Bloc I furent développés (NAVSTAR 1 à 11). La phase II fut un programme à pleine échelle et de test qui commença dès 1978.

Le 22 février 1978, le premier satellite GPS est mis en orbite. Trois autres satellites GPS sont également mis en orbite cette même année.

Le 29 mars 1978, le premier satellite GPS est officiellement déclaré opérationnel.

En 1978, bien que le GPS ait été développé à des fins strictement militaires, le département des transports américains (DOT, département of transport) conclut un accord avec le DOD ; le GPS pouvait alors être utilisé par les services de transport civils, afin de réduire le nombre de balises de radionavigation aériennes civiles. Le système de positionnement standard (SPS, Standard Positioning System), une version dégradée du GPS est alors mis en oeuvre. Le système de positionnement précis (PPS, Precise Positioning System) était réservé à la défense américaine.

Le 12 Octobre 1982, afin de se doter également d'un système de positionnement par satellite, l'Union Soviétique lance le premier satellite GLONASS (GLObal Navigation Satellite System).

Le 28 juin 1983, à la demande de président Reagan, le DOD annonce d'importants changements dans l'utilisation du GPS. Le SPS est alors accessible à l'échelle mondiale à des fins pacifiques et civiles. Sa précision est fixée à 100 mètres en horizontal, avec une

probabilité d'erreur fixée à 95 % avec une possibilité de dégradation du système à volonté par l'armée en cas de besoin. Le DOT est nommé responsable de la bonne implémentation du GPS à des fins civiles et de l'interface entre les civils et le département de la défense américaine.

Le 10 janvier 1987, le système géodésique WGS 84 est adopté par le GPS pour tous les calculs de position.

Le 14 février 1989, le premier satellite du bloc II est mis en orbite. Il ne s'agit plus de satellites de recherche et de développement comme ceux du premier bloc, mais de satellites totalement fonctionnels et opérationnels. Ces nouveaux satellites sont beaucoup plus précis. Ils peuvent ainsi rester 14 jours sans aucun contact avec les stations de sol tout en conservant une précision suffisante.

Le 4 juillet 1991, les messages de navigation émis par les satellites du bloc II pour une utilisation civile sont volontairement dégradés par manipulation des informations transmises. Cette technique de manipulation est appelée **SA** (**S**elective **A**vailability).

En septembre 1991, sur les recommandations de l'Organisation Internationale de l'Aviation Civile (ICAO), les États-Unis décident, à partir de 1993, que le SPS sera accessible librement à l'échelle planétaire pour une durée minimale de 10 ans, le SPS observera une précision au moins identique à celle qui est spécifiée pour les transports civils. En 1992, les États-Unis s'engagent, au minimum 6 ans à l'avance, à faire part de toute décision éventuelle d'arrêter le GPS ou de supprimer le SPS.

Le 17 juillet 1995, le GPS FOC (Full Operational Capability) est annoncé par l'U.S. Air Force, qui indique que 24 satellites des blocs II et IIA sont opérationnels sur leurs orbites assignées et répondent aux exigences spécifiées par l'armée américaine. Il aura donc fallu plus de 30 ans de recherches, de travaux et d'efforts pour que le concept d'un système de positionnement par satellite devient complètement opérationnel.

Le 3 août 1995, le FAA communique qu'un contrat avec la société WILCOX ELECTRIC a été établi pour le développement et l'installation d'un système visant à améliorer les performances civiles du GPS. Ce système est appelé WAAS (Wide Area Augmentation System) ⁽¹⁾.

Le 29 mars 1996, le président des États-Unis approuve un texte de « l'office des sciences et technologie » qui propose de supprimer la disponibilité sélective (**SA**) dans les dix prochaines années à venir.

⁽¹⁾ Le WAAS est un système de diffusion de corrections en temps réel en cours de développement qui a pour but de guider avec précision les avions commerciaux lors des décollages et des atterrissages.

Le 30 mars 1998, l'IGEB (Interagency Global positioning system Executive Board) annonce qu'un nouveau signal sera ajouté à la porteuse L2. Ce nouveau signal, accessible aux civils vers 2004, permettra d'améliorer considérablement la précision du SPS.

Le 21 août 1999, la remise à zéro du compteur de semaines transmis par les satellites, perturbe de nombreux récepteurs GPS. Certains d'entre eux, de la première génération, ont même cessé de fonctionner ou n'affichent plus la date correctement. Ce phénomène est connu sous le nom de la « semaine 1024 » ou EOW (End Of Weeks).

1-3. APPLICATIONS DU GPS [2], [8], [10], [11], [12]

Les GPS ou leurs systèmes associés sont utilisés dans de très nombreux systèmes ayant des finalités diverses :

- **Systèmes de navigation embarquée :**

dans les avions, bateaux ou véhicules terrestres, il permet une aide à la navigation. Pour les véhicules, il existe de très bonnes applications de calcul d'itinéraires et d'aide à la conduite. Ce système commence à apparaître en série sur des véhicules grand public haut de gamme (Renault Scénic, Mercedes,...).



Figure 1. Exemple d'utilisation du GPS

- **Analyse/recherche scientifique :** instrument de mesure scientifique par excellence, il peut être utilisé pour surveiller les mouvements de la croûte terrestre, les migrations ou déplacements d'animaux. Il est aussi intégré dans les ballons-sondes météorologiques ou micro-fusées expérimentales.

- **Systèmes de suivi de flotte :** il permet, depuis un site central fixe, de positionner automatiquement une flotte de mobiles sur un écran d'ordinateur. Ce type de système est utilisé pour la gestion de flotte, de véhicules de transport urbains (taxi ou bus) ou de véhicules de secours. Ainsi l'opérateur peut envoyer le véhicule le plus proche du client ou du lieu de l'intervention. Ce système s'applique tout aussi bien à la gestion de flotte de camions de transport, de véhicules militaires,...

- **Cartographie numérique** : La précision des GPS permet leur utilisation à des fins de cartographie numérique, soit pour produire des cartes papier traditionnelles, soit pour intégrer les données des relevés à un **Système d'Information Géographique**. Les applications de **SIG** sont multiples et correspondent à des besoins très divers.
- **Applications militaires** : il est utilisé à des fins militaires de suivi de flotte. Il peut également être utilisé pour le positionnement de missiles balistiques. Les États-Unis sont passés maîtres dans l'utilisation du GPS à des fins de renseignement (unité effectuant des relevés et les transmettant via modem- radio à un site central). Il s'agit là du "Numeric Battlefield" de l'an 2000.

Ainsi, il peut être utilisé pour coordonner et suivre le mouvement des troupes, guider les navires, fournir des informations de position et de navigation aux avions militaires. Lors de la guerre du Golfe, les militaires américains utilisèrent des récepteurs GPS pour permettre les déplacements les manoeuvres nocturnes ou lors de tempêtes de sable. Plus de 9000 récepteurs GPS furent utilisés pendant cette guerre. Le GPS est devenu un outil indispensable pour toute opération militaire.

- **L'utilisation du GPS par d'autres satellites** : Certains satellites d'observation de la surface terrestre utilisent le GPS pour déterminer leur position. Le GPS leur permet de calibrer très précisément les images qui leur sont commandées.
- **Application dans le génie civil** : Durant la construction du tunnel sous la manche, les français et les britanniques commencèrent à creuser les deux bouts du tunnel : un à Dover en Angleterre et un à Calais en France. Ils utilisèrent des récepteurs GPS hors du tunnel afin de connaître leur position le long du chemin et être sûre qu'ils se rencontreraient exactement au milieu.
- **Transport** : La technologie du GPS améliore considérablement le transport terrestre, maritime et aérien. Le GPS est considéré à juste titre comme la plus importante innovation depuis l'avènement du radar dans le domaine de la navigation et du contrôle aérien. Il réduira la consommation de carburant en aidant à établir des routes et des horaires plus efficaces. En mer, le GPS aide les navires à se rendre à destination de façon efficace et sécuritaire. Dans le secteur du transport terrestre, le plus grand marché du GPS réside dans la navigation et le positionnement des véhicules. La technologie GPS participe également au déploiement des services de police, d'ambulance et de contrôle des incendies. Dans les situations d'urgence, elle réduit le temps d'intervention et contribue ainsi à sauver des vies.

1-4. AVANTAGES ET INCONVENIENTS DU GPS [2]**LES AVANTAGES :**

- Le GPS permet d'obtenir un positionnement précis en n'importe quel point du globe.
- Ce système est totalement indépendant de la topographie du terrain ou des déférentes interférences radioélectriques (Le signal de navigation est protégé du brouillage par un très fort étalement du spectre). De plus, sa non- dépendance en luminosité permet son utilisation de jour comme de nuit.
- L'utilisation du système est gratuite : seul l'achat du récepteur GPS entre en compte et les prix ne cessent de chuter.
- L'utilisateur est anonyme : les récepteurs étant passifs.
- Le système est robuste : l'altitude des satellites de plus de 20 000 km est une distance qui demande des ressources considérables pour une destruction physique. De plus, l'espacement entre les satellites est optimisé pour éviter une destruction multiple.
- Le système est en constante évolution et de nouvelles applications ne cessent d'apparaître.

LES INCONVENIENTS :

- Le manque d'intégrité du système GPS : On définit l'intégrité d'un système comme sa capacité à prévenir l'utilisateur en temps opportun lorsque le système ne doit pas être utilisé parce que ses performances sont trop dégradées. Cette incapacité à avertir les utilisateurs d'un dysfonctionnement dans un délai raisonnable est aujourd'hui sa faiblesse la plus critique : en effet, un satellite GPS peut délivrer des informations erronées pendant plusieurs minutes avant d'être réparé ou neutralisé sans en avertir les utilisateurs. Le segment de contrôle qui analyse l'ensemble des signaux destinés aux utilisateurs détecte un dysfonctionnement avec un délai de 15 à 20 minutes. Cet inconvénient limite l'utilisation du GPS dans certains secteurs. Par exemple, les exigences de la sécurité de l'aviation civile imposent de ramener le délai à moins de 10 secondes.
- Le système GPS, appartenant aux militaires américains, accentue l'emprise des Etats-Unis sur le monde.

1-5. COMPOSITION DU SYSTEME GPS : [3], [5], [7], [8], [9], [13]

Lorsque nous parlons de GPS, nous pensons tout de suite à l'appareil qui sert à donner une position. Cependant, le système GPS ne se limite pas à cet instrument, puisqu'il se compose de trois éléments distincts, appelés segments. Le premier segment, composé des satellites (figure 1-1), est appelé « segment spatial ». Le deuxième segment qui comprend des stations de contrôles, s'appelle « segment de contrôle ». Le dernier correspond aux récepteurs GPS est dites « segment utilisateur ».

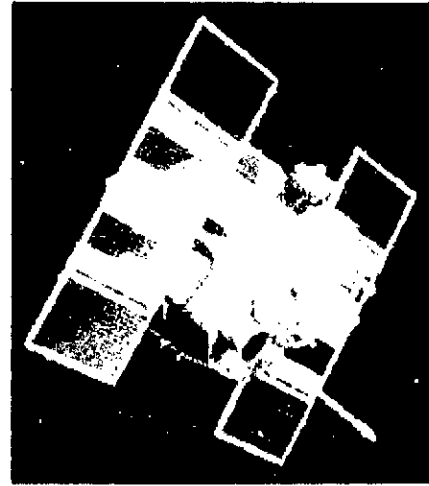


Figure 1-1. Satellite GPS

1-5-1. SEGMENT SPATIAL :

Ce segment comporte vingt-quatre satellites, appelés SV (Space Vehicle) répartis sur six plans orbitaux espacés de 60° entre eux, ce qui donne quatre satellite par orbite, et ayant une inclinaison de 55° sur le plan équatorial. Chaque orbite est circulaire et a une altitude nominale de 26560 km. A cette altitude la période de révolution est de 11h 57min 57.26s. La figure 1-2 montre une représentation schématique de la disposition des satellites autour de la Terre.



Figure 1-2. Constellation de satellites GPS

En outre, d'autres satellites sont maintenus en réserve pour couvrir toute défaillance. Pour un observateur situé à la surface de la Terre, l'un quelconque des satellites sera observable au-dessus de l'horizon pendant une durée, dépendant du

milieu d'observation et de l'inclinaison de l'orbite, variable de 30 min jusqu'à 6h maximum (figure 1-3).

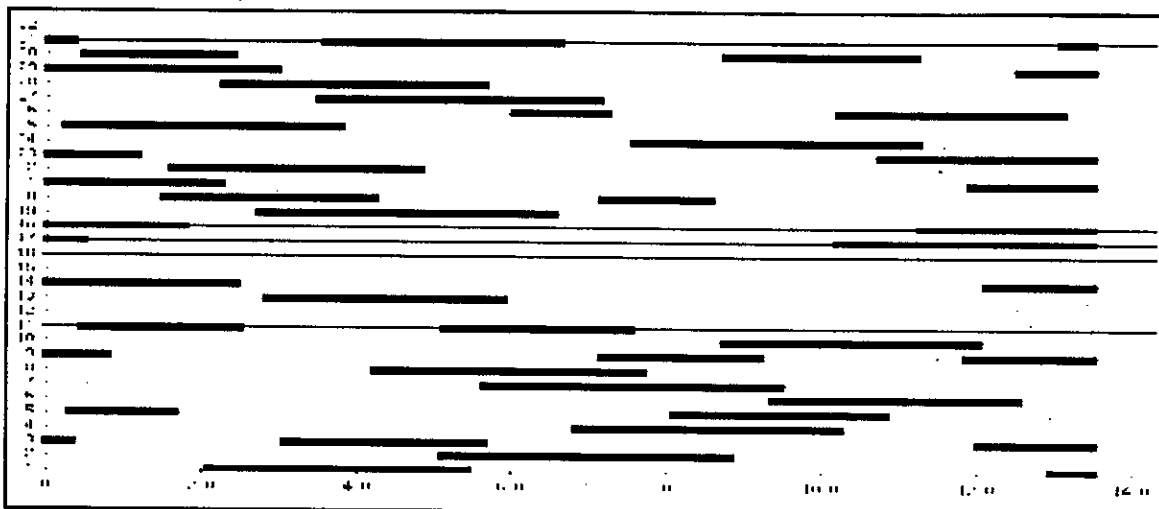


Figure 1-3. Exemple de visibilité des satellites (Waikato entre 0:00 to 13:30)

Chaque satellite est équipé de panneaux solaires fournissant l'énergie nécessaire pour alimenter l'équipement électronique installé à bord.

L'équipement électronique est composé d'un émetteur- récepteur, d'horloges atomiques, d'unité de calcul et de commande destinée à piloter un système de fusées d'appoint permettant de réajuster la position du satellite sur son orbite et d'en contrôler sa stabilité.

Chaque satellite GPS transmet en permanence un message de navigation indiquant sa position orbitale ainsi que l'heure exacte d'émission du message. Un almanach, qui fournit la position et l'état de chaque satellite opérationnel est également transmis. Cet almanach permet aux récepteurs GPS de localiser tous les autres satellites à partir de la détection d'un seul satellite.

1-5-1-1. TYPES DES SATELLITES

Pour assurer la constellation complète de vingt quatre satellite et sa permanence, plusieurs types de satellites ont été lancés. :

SATELLITES DU BLOC I

Lancés entre 1978 et 1985, les satellites du bloc I ont contribué à la construction de la phase initiale du système. Onze unités ont été lancées. Aujourd'hui, aucun de ces satellites n'est encore en activité. Les satellites actuels appartiennent à l'ensemble appelé

bloc II. Des satellites plus performants ont été ensuite mis en orbite et ont été appelés bloc IIA puis bloc IIR.

SATELLITES DU BLOC IIA

Lancés à partir de 1989, ces satellites contribuent à la phase opérationnelle du système. Contrairement à ceux du bloc I, ces satellites possèdent un système permettant d'activer ou désactiver, la mise en application de la **SA** restreignant les possibilités d'utilisation du code C/A pour le service civil. Vingt-huit de ces satellites ont été construits.

SATELLITES DU BLOC IIR

Lancés à partir de 1997, ces satellites sont appelés à remplacer petit à petit les satellites du bloc II. Des horloges atomiques, de type Maser à hydrogène, remplacent les horloges au césium ou rubidium antérieurement utilisés. Ce changement apporte une amélioration de la précision d'horloge dans un facteur de 10 agissant sur la précision finale atteignable.

Les satellites du bloc IIR possèdent un système de communication inter satellite, ainsi, les stations de contrôle et de commandes du segment de sol sont capables d'intervenir et d'agir sur un satellite même si celui-ci n'est pas en visibilité et ceci via les autres satellites.

SATELLITES DU BLOC IIF

Ces satellites comporteront les modifications rendues nécessaire par la modernisation du système et auront une capacité « d'auto- navigation » (c'est-à-dire qu'ils seront capables d'être actifs indépendamment du segment de sol) pendant une durée de plusieurs mois.

Les satellites des blocs IIA et IIR sont équipés de quatre horloges atomiques. Ils peuvent ainsi rester 14 jours sans aucun contact avec les stations du sol, tout en conservant une précision suffisante. Ils possèdent une logique de diagnostic interne qui permet de détecter une grande partie des anomalies de fonctionnement et de prendre les mesures en conséquence.

Dans l'hypothèse de destruction des stations terriennes ⁽¹⁾, les satellites du bloc IIA peuvent continuer à transmettre leurs messages pendant une durée de six mois.

⁽¹⁾ Par convention les stations et les antennes destinées à des liaisons avec des satellites ou d'autres engins spatiaux, sont appelées « terriennes » par opposition aux stations et antennes destinées à des liaisons uniquement terrestres.

Ces satellites n'étant pas capables de modifier leurs messages ; leurs précisions se dégradent à mesure que l'orbite du satellite se modifie. Les satellites du bloc IIR sont capables de créer leurs propres messages en fonction de leurs orbites et peuvent donc, rester très longtemps sans aucun contact avec la Terre.

1-5-1-2. IDENTIFICATION DES SATELLITES

Plusieurs systèmes de numérotation des satellites permettant de les identifier :

- une numérotation séquentielle représentant l'ordre de lancement ;
- une numérotation liée à l'orbite et à la position sur l'orbite [A..F(1..4)] ;
- une numérotation dite PRN (Pseudo- Random- Noise) représentant le numéro du code pseudo- aléatoire généré par le satellite considéré. Ce numéro PRN est celui qui est couramment utilisé pour désigner un satellite ; il est contenu dans le message fourni aux utilisateurs et émis par le satellite.

1-5-1-3. COUVERTURE TERRESTRE DES SATELLITES

L'arrangement des satellites permet d'avoir, dans 99.9 % des cas, un minimum de quatre satellites (ce nombre peut aller jusqu'à 10 satellites maximum), visibles à 5° ou plus au-dessus de l'horizon, avec un PDOP (Position Diminution Of Precision) égal ou inférieur à 6, quel que soit l'endroit où l'on se trouve sur terre. Mais cela signifie également que, pendant une minute et demie par jour, le système GPS peut ne pas indiquer une position suffisamment fiable. En outre, si le lieu n'est pas parfaitement dégagé, c'est à dire, si le ciel n'est pas totalement visible au-dessus de 5° de l'horizon, la couverture des satellites peut être totalement insuffisante.

A quelques rares endroits du globe, dans des zones dites de réception difficile, cette couverture n'est pas assurée dans plus de 3 % des cas, soit environ 45 minutes par jour.

Il arrive aussi régulièrement qu'un ou plusieurs satellites soient momentanément mis hors service. Généralement, cela est dû à une maintenance périodique du satellite ou à un problème technique. Normalement, un satellite n'est jamais hors service pendant plus de 24 heures ; il n'y a pas plus de 4 satellites mis hors service chaque mois et jamais plus de trois hors service en même temps. Lorsque trois satellites sont hors service, la couverture peut être insuffisante pendant près d'une heure par jour.

La couverture idéalement attendue n'est pas toujours respectée par les satellites. Ceci est dû au fait que les satellites ne se trouvent jamais exactement sur l'orbite prévue

et que cette orbite fluctue en permanence en raison de phénomènes imprévisibles, tels que les variations de champs magnétiques.

1-5-2. SEGMENT DE CONTROLE (OU SEGMENT SOL)

Le segment de contrôle (CS, control segment) comporte une infrastructure de pilotage et de surveillance des satellites en orbites, il est composé de tous les équipements installés sur Terre constituant l'infrastructure du système et permettant de suivre 24h/24, contrôler, piloter les satellites en orbites (figure 1-4).

On distingue généralement :

- Les stations de poursuite ;
- Les stations de calcul et du chargement.

Les tâches principales du segment de contrôle sont:

- la surveillance de l'état du GPS;
- la définition et le contrôle du système horaire du GPS et l'actualisation des satellites avec les toutes dernières informations sur l'orbite et l'heure.

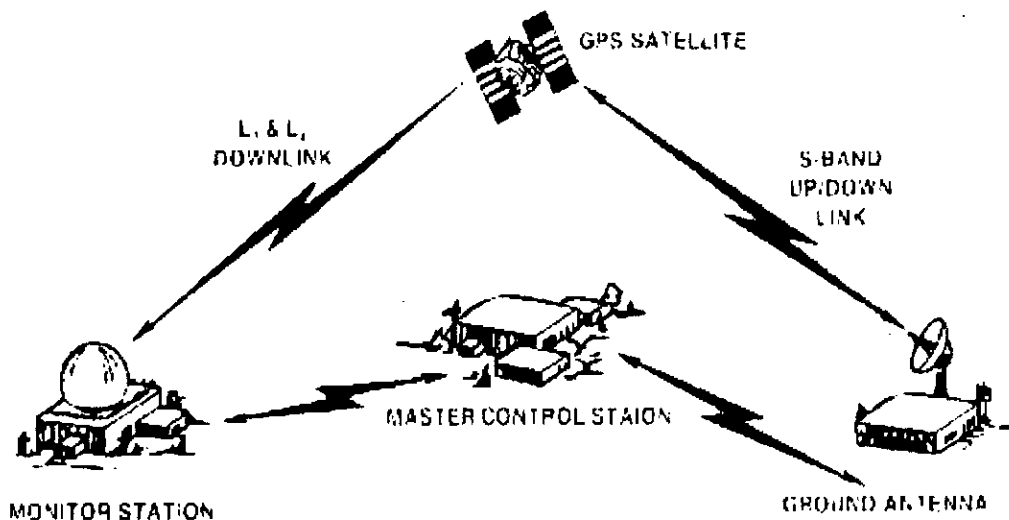


Figure 1-4. Segment de contrôle

1-5-2-1. STATIONS DE POURSUITE

Cinq stations sont réparties à travers le monde, proches de la ceinture équatoriale (figure 1-5). Ce sont Hawaï, Colorado Springs, Ascension, Diego Garcia et Kwajalein (archipel des îles Marshal). La localisation de ces stations est connue avec une très haute

précision. Ces stations enregistrent en continu les signaux GPS sur les deux fréquences du GPS, L1 et L2 à l'aide de récepteurs équipés d'horloge très stables de césium ; elles effectuent de plus des mesures météorologiques, ce qui permet une bonne évaluation des retards troposphériques. L'ensemble des données collectées par toutes les stations est adressé au Colorado Springs (Master Control Station).

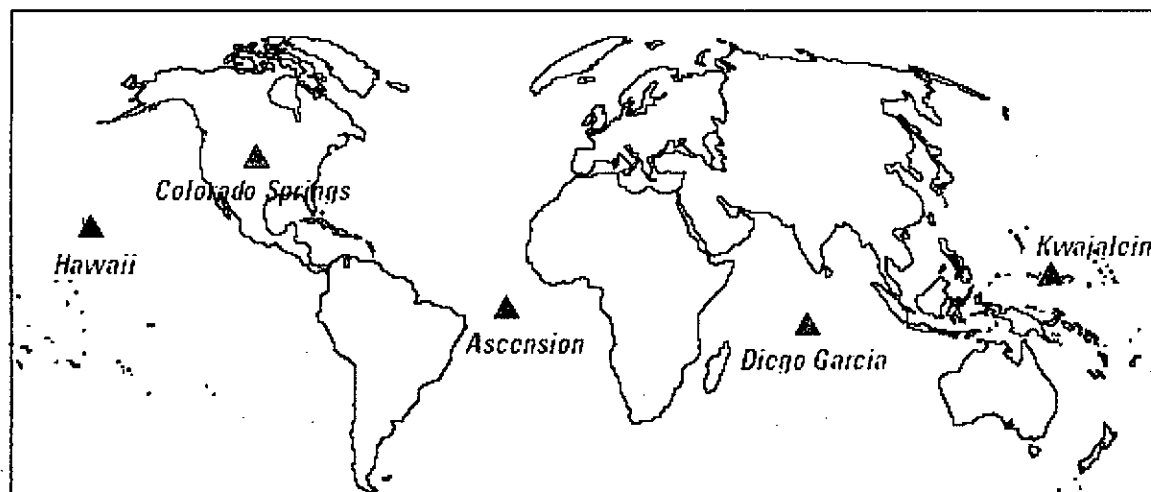


Figure 1-5. Les stations du segment de contrôle

1-5-2-2. STATION MAÎTRE DE CONTRÔLE ET CALCUL

La station maître appelée MCS (Master Control Station) et localisée à Flacon Air Force Base à Colorado Springs, aux Etats-Unis, constitue le centre de contrôle générale du système GPS. Elle est dotée de très puissants moyens de calcul, la station de Colorado Springs Centralise les données et calcule les éphémérides des satellites ainsi que les paramètres d'horloge, les coefficients du modèle ionosphérique, les corrections à apporter aux messages émis par les satellites. Elle évalue les informations nécessaires à la bonne marche du système, Toutes ces informations sont envoyées aux stations de transmission Ascension, Diego Garcia et Kwajalein.

La station MCS veille à ce que le système fonctionne adéquatement, elle est également chargée de détecter tout dysfonctionnement et d'apporter les mesures correctives nécessaires, ainsi que d'assurer la maintenance normale des satellites. La station maîtresse fonctionne toute l'année, 24 heures sur 24.

Cette station a sous sa responsabilité le contrôle orbital des satellites, elle intervient pour effectuer des changements d'orbite lors du remplacement d'un satellite défaillant par un satellite de rechange.

Dans un tel cas, elle déclare le satellite défaillant "hors d'état de marche" et adopter les mesures nécessaires pour corriger le problème. Et par conséquent, ce satellite ne doit pas servir au positionnement avant d'être à nouveau déclaré fonctionnel.

1-5-2-3. STATIONS DE TRANSMISSION

Les corrections, ainsi que l'almanach mis à jour, sont transmis à chaque satellite au moyen de trois antennes terriennes situées dans l'île de l'Ascension, à Diego Garcia et à Kwajalein. Des messages concernant l'état du fonctionnement des satellites sont également inclus dans les informations transmises.

Ces stations de transmission chargent les informations dans les satellites, la communication station de transmission- satellites se fait par une liaison radioélectrique en bande S :

- 1783.74 MHz liaison montante
- 2227.50 MHz liaison descendante

Le segment de contrôle a été prévu pour établir jusqu'à trois contacts par satellites chaque jour, ce qui garantit une précision suffisante au système. Cependant, en général, deux contacts par jour suffisent pour la précision requise.

Chaque satellite est observé par les stations de contrôle au sol, pendant plus de 95% du temps. Cependant, il peut arriver qu'un satellite ne puisse être observé pendant une durée supérieure à une heure. L'intégrité du système peut alors s'en trouver dégradée si, pendant ce temps, le satellite est défaillant.

1-5-3. SEGMENT UTILISATEUR

Le segment utilisateur est défini par l'ensemble des utilisateurs civils et militaires recevant et tirant profit des signaux diffusés par les satellites. Il peut être, aussi, considéré comme l'ensemble de tous types de récepteurs GPS et dans ce cas, il comprend l'antenne de réception et le récepteur/calculateur GPS qui effectue tous les calcul à partir des messages de navigation reçus des satellites. Il peut ainsi fournir des informations sur position, la vitesse, la route, l'heure et la date, ainsi que toutes autres informations nécessaires à la navigation. Il existe différents types de récepteurs suivant l'usage et la précision souhaitée.

1-6. RAISONS DE LA REUSSITE DU SYSTEME GPS [5]

Différentes raisons ou facteurs ont contribué à la réussite et à la généralisation d'emploi du système GPS.

1-6-1. RAISONS TECHNIQUES :

Le GPS est un système quadridimensionnel qui permet de déterminer la latitude, la longitude, l'altitude et l'heure.

Cette capacité de détermination des composantes altimétrique et horaire ouvre des débouchés qui dépassent largement les applications classiques des systèmes antérieures de positionnement.

Le GPS a une couverture mondiale et un fonctionnement en tout temps. Le nombre de satellites constituant la constellation, le choix des fréquences utilisées et la polarisation circulaire des ondes lui confèrent l'universalité d'emploi dans l'espace et dans le temps. Il est peu affecté par les conditions météorologiques ou climatiques des zones d'utilisation.

Le GPS est un système précis. La précision atteignable dépend de la géométrie sous laquelle l'utilisateur observe les satellites en visibilité. Compte tenu du grand nombre de satellites en fonctionnement, du choix des orbites et du lieu d'observation, entre 5 et 10 satellites sont simultanément observables. Cela permet d'obtenir, selon le mode de traitement de l'information, des précisions temps réel comprises entre 5 et 10 mètres si le système n'est pas volontairement dégradé, de quelques centimètres par des procédés différentiels travaillant sur la phase.

Le GPS permet la diffusion mondiale d'une échelle de temps précise, raccordée au temps universel coordonné (UTC), favorisant ainsi toutes les applications de synchronisation ou de transfert de temps avec une précision pouvant atteindre quelques nanosecondes.

Ces performances sont obtenues en mettant en œuvre des techniques modernes sur le codage du signal et l'étalement de spectre, avec un soin initial porté sur la cohérence entre le signal codé et la phase de la porteuse.

La conception du « segment sol » et la restitution de l'orbite des satellites ainsi que la qualité et la fiabilité des horloges embarquées dans les satellites sont autant de facteurs qui contribuent largement à la réussite du système.

1-6-2. RAISONS ECONOMIQUES

Dès le début de la phase expérimentale, les américains, après avoir étudié les différentes possibilités pour limiter l'accès au système et pour des raisons stratégiques, ils ont choisi de dégrader pour un temps limité, le code utilisable par les utilisateurs autres que leurs propres forces armées mais ont décidé d'en laisser l'accès libre et gratuit.

Cette gratuité d'accès libérant l'utilisateur, en particulier civil, de toute redevance a largement contribué à la généralisation du l'emploi du système.

1-6-3. RAISONS INDUSTRIELLES

La diversité des applications concernées par l'utilisation du GPS a entraîné un certain nombre d'industriels, pour la plupart américains, à investir dans le développement de récepteurs.

Les possibilités technologiques aidant, particulièrement la microélectronique permettant de concevoir, des circuits spécialisés ASIC (Application Specific Integrated Circuit's) numériques et analogiques, ont permet de réduire considérablement le poids, la consommation et le coût du récepteur tout en améliorant les caractéristiques et performances techniques.

C'est ainsi que dans tous les domaines d'application, des récepteurs bien adaptés à la demande des utilisateurs ont vu le jour.

Toutes ces raisons conjuguées concourent à la diffusion du système et on peut dire, qu'aujourd'hui le GPS a apporté à la radionavigation ce que le GSM (Global System for Mobile communication) à apporter à la téléphonie.

1-7. SERVICES FOURNIS [3]

Le GPS fournit deux types de positionnement, le positionnement précis (PPS) et le positionnement standard (SPS). Seul le positionnement standard est librement disponible, le PPS étant réservé à l'armée américaine.

1-7-1. LE PPS

Le PPS (Precise Positioning System) est un système de positionnement très précis. L'erreur de position est inférieure à 21 mètres en horizontal et à 27.7 mètres en vertical. L'heure peut être obtenue avec une précision de 100 nonosecondes.

Le PPS est réservé à l'armée américaine et ses alliés, au gouvernement américain et à certains civils ayant une autorisation spéciale. L'utilisation du PPS nécessite un

matériel spécifique ainsi qu'une clé qui consiste en un code d'utilisation fourni par l'armée américaine.

Certains civils peuvent toutefois accéder au PPS à condition :

- que se soit dans l'intérêt des Etats-Unis ;
- qu'un niveau suffisant de sécurité puisse être respecté par l'utilisateur ;
- que l'utilisation du PPS ou du DGPS ne présente pas une alternative possible.

Les signaux du PPS sont transmis sur deux fréquences différentes, appelées L1 et L2, et qui contiennent le code de précision ou P-code. Le P-code est généralement crypté, on parle alors de Y-code. Lorsque le Y-code est transmis, le mode dit anti- brouillage **AS** (**Anti-Spoofing**) est activé. Le signal L2 est également utilisé pour déterminer le retard introduit par les couches de l'ionosphère. Le PPS n'étant normalement pas accessible aux civils, nous ne décrirons pas ce système.

1-7-2. LE SPS

Le SPS (Standard Positioning System) est une version volontairement dégradée du PPS visant à protéger la sécurité des Etats-Unis. La dégradation consiste en une très légère modification de la valeur de l'horloge du satellite au moyen d'un générateur pseudo- aléatoire. L'armée américaine se réserve aussi le droit de modifier toute information émise par les satellites. Le SPS permet néanmoins de fournir dans 95% des observations une position avec une erreur inférieure à 100 mètre en horizontal et 156 mètres en vertical, ainsi que l'heure avec une précision de 340 nanosecondes.

Les signaux du SPS sont transmis sur une seule fréquence, appelée L1, et qui contient le code d'acquisition dit « Grossier » (**C/A**, **Coarse Acquisition code**), ainsi que les différents messages de navigation.

1-8. CONTRÔLE ET POLITIQUE DU GPS [3]

Le GPS est entièrement mis en œuvre, financé et contrôlé par le département de la Défense américaine (DOD). Celui-ci est le seul à décider de l'implémentation du GPS et à contrôler les opérations du système, avec la coordination du département des transports américains (DOT). Néanmoins, le DOD est prêt à étudier toute demande pouvant renforcer la sécurité des Etats-Unis et éventuellement celle de leurs alliés.

Le but principal du GPS est de fournir un moyen de positionnement à l'armée américaine afin de lui donner un avantage certain face à l'ennemi. En conséquence, le

PPS pourrait être utile à tous ceux qui seraient en mesure de recevoir et de décoder de tels signaux. C'est pourquoi le DOD a décidé de dégrader les signaux du GPS normalement accessibles aux civils.

La politique du GPS est consignée dans un document publié conjointement par le DOD et le DOT appelé FRP (Federal Radionavigation Plan). Le but du FRP est de s'assurer que les objectifs des deux départements gouvernementaux américains sont bien atteints et qu'il n'y a aucune duplication des installations.

Un agrément a été signé entre le DOD et le FAA, pour que le GPS puisse être utilisé par toutes les compagnies aériennes mondiales. Cet agrément stipule également que les caractéristiques, et notamment la précision des signaux GPS, ne peuvent pas être modifiées sans l'accord du FAA. Seule exception, en cas de conflit : le président des Etats-Unis peut alors décider de dégrader la précision fournie par le SPS dans la mesure qu'il juge acceptable pour maintenir la sécurité de son pays.

Les signaux du SPS peuvent être librement utilisés par tout le monde à des fins pacifiques. De même, les récepteurs GPS peuvent être fabriqués, vendus et utilisés librement dans le monde. Cependant, le gouvernement américain interdit la fabrication, la vente et l'usage de tout récepteur GPS pouvant fonctionner à une altitude supérieure à 60 000 pieds (environ 18 300 mètres) ou à une vitesse supérieure à 900 nœuds (environ 1670 km/h).

Le gouvernement des Etats-Unis définit le SPS comme suit :

" Le SPS est un service de positionnement et de temps, fourni sur la fréquence L1 du GPS. La fréquence L1 du GPS, transmise par tous les satellites GPS, contient un code d'acquisition grossier (C/A) et un message comportant des données de navigation. La fréquence L1 du GPS contient aussi un code de précision (P) qui est réservé à l'usage militaire et ne fait pas partie du SPS.

Le code P peut être altéré sans aucune notification et ne sera normalement pas accessible aux utilisateurs qui ne possèdent pas une clef de décryptage valide. Les satellites GPS transmettent également un deuxième signal, connu sous le nom de L2. Ce signal ne fait pas partie du SPS, bien que certains récepteurs civils possèdent une technologie leurs permettant d'utiliser la fréquence L2 afin de déterminer les corrections de propagation sans avoir recours à une logique de suivi de code. L'estimation des performances du SPS ne prend pas en compte l'utilisation du signal L2 "

" Toute perturbation planifiée du SPS en temps de paix sera sujette à une notification, au minimum 48 heures à l'avance, par le DOD au centre d'information de navigation des gardes-côtes américains et au centre de NOTAM (NOTice to Air Men), géré par la FAA. Une

perturbation est définie comme une période pour laquelle le GPS n'est pas capable de fournir le service SPS tel qu'il est décrit dans sa spécification. Les perturbations non planifiées résultant d'un mauvais fonctionnement du système ou d'une maintenance non prévue seront annoncées par les gardes-côtes et la FAA dès qu'elles seront connues".

1-9. COÛT Et FINANCEMENT [3]

Le système NAVSTAR GPS est entièrement financé par le DOD. Cependant, toute demande spécifique de la part des civils devra être financé par le DOT, ainsi les stations GPS différentielles seront financées et maintenues uniquement par les civils.

Le coût d'un satellite GPS est d'environ 40 millions de dollars, auxquels il faut ajouter le coût du lanceur, soit environ 60 millions de dollars, le coût pour remplacer les satellites en fin de vie, afin d'assurer le bon fonctionnement du système, est estimé à environ de 400 millions de dollars par an. Le coût de fonctionnement du segment de contrôle est d'environ 30 millions de dollars par an. Les futures décisions qui affecteront le financement ou la politique de gestion du GPS dépendent de leur aptitude à satisfaire les besoins militaires et civils, et principalement de la possibilité d'éliminer tous les systèmes redondants.

1-10. FONCTIONNEMENT DU SYSTEME GPS [3] [15]

1-10-1. PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT

Chacun des 24 satellites radiodiffuse un signal constitué de deux codes pseudo-aléatoires à savoir le C/A, et le P(Y), ainsi que d'un message de navigation NAV. Ce dernier contient tous les renseignements concernant l'état des satellites (santé, paramètres horloges, etc...) utiles aux calculs de positionnement. Le principe de positionnement par GPS se fonde sur la mesure de la distance entre le récepteur GPS et plusieurs satellites. La position de chaque satellite dans l'espace est connue avec une très grande précision par le récepteur. En effet, chaque satellite transmet en permanence sa position exacte par rapport à la Terre. En même temps que sa position, il indique l'heure exacte de transmission du message.

En calculant le temps mis par les signaux pour arriver jusqu'au récepteur, on établit la distance séparant le satellite du récepteur.

Grâce à la distance et à la position du satellite, il est possible de tracer un cercle imaginaire sur la surface de la terre sur lequel se trouve obligatoirement le récepteur comme montre la figure 1-6. L'intersection de plusieurs de ces cercles permet de connaître la position exacte du récepteur.

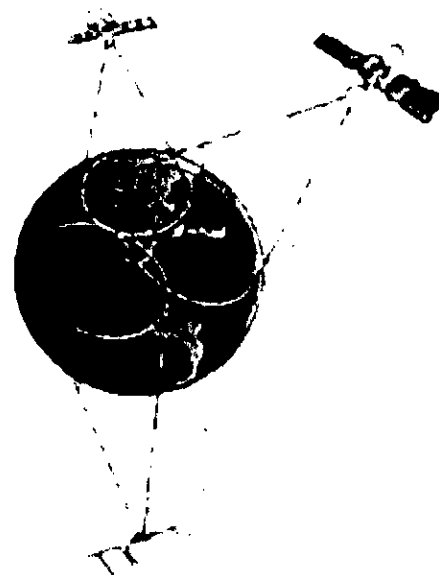


Figure 1-6. : Principe de positionnement par satellite

1-10-2. NECESSITE DE 4 SATELLITES POUR LE POSITIONNEMENT

Toutefois, afin de permettre la synchronisation correcte de l'horloge interne du récepteur avec le temps de référence GPS, l'usage simultané de minimum, 4 satellites est nécessaire pour un positionnement tridimensionnel.

Si, pour une raison ou une autre, le nombre de satellites disponibles tombe à 3, le récepteur fixe l'altitude à la dernière valeur connue et ne calcule plus que la position horizontale. Avec moins de 3 satellites, tout positionnement devient impossible.

Lorsque certains satellites sont brusquement occultés par un obstacle, il peut y avoir des sauts de coordonnées importants qui sont, en général, interprétés par le récepteur comme un déplacement. Peuvent aussi apparaître, à ces moments -là, des variations de vitesse bizarres. Ces phénomènes disparaissent dès que le récepteur retrouve une constellation stable.

1-10-3. MESURE DE LA DISTANCE D'UN SATELLITE

La mesure de la distance séparant un satellite du récepteur se fonde sur la propagation des ondes électromagnétiques. Le temps mis par un signal pour parvenir au récepteur est directement proportionnel à la distance parcourue. Les signaux se

propagent à la vitesse de la lumière, soit environ 300 000 km/s ; plus le récepteur sera éloigné du satellite, plus le signal mettra de temps à lui parvenir (figure 1-7).

Lorsque nous nous trouvons quelque part à la surface de la terre, le signal en provenance d'un satellite met pour nous parvenir entre 67 ms si le satellite se trouve au zénith et 86 ms si le satellite se trouve alors près de l'horizon. Dans le premier cas, la taille du cercle imaginaire sera minimale alors qu'elle sera maximale dans le deuxième cas.

Afin que le récepteur mesure le temps mis par le signal pour lui parvenir, le satellite fournit l'heure exacte à laquelle le signal a été émis. Le récepteur compare l'heure d'émission et de réception du signal et en déduit la distance du satellite. Cette distance est appelée pseudo-range (pseudo- distance).

Cependant, le principal problème consiste à mesurer le délai avec une grande précision, lorsqu'on sait qu'une erreur d'un millionième de seconde provoque une erreur de 300 mètres sur la position.

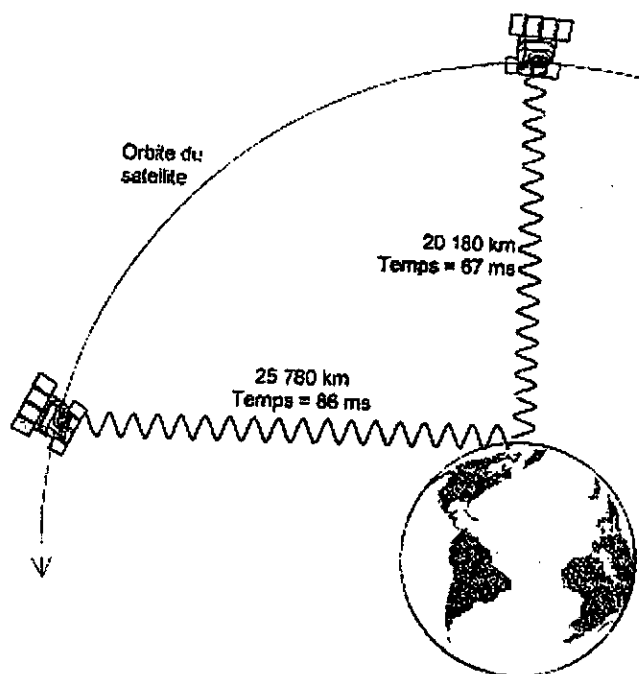


Figure 1-7. : Temps de propagation du signal émis par un satellite

Pour qu'un récepteur possède une telle position, il faudrait qu'il soit équipé d'une horloge atomique, identique à celle des satellites. Comme il n'est pas possible de loger une telle horloge dans chaque récepteur GPS, le récepteur devra donc ajuster son horloge interne par d'autres moyens.

1-10-4. SYNCHRONISATION DE L'HORLOGE DU RECEPTEUR

Afin d'ajuster son horloge, le récepteur GPS utilise l'interception des cercles de position. Si l'horloge du récepteur est en avance, le temps de propagation du signal apparaîtra plus long que le temps réellement met par le signal pour parvenir au

récepteur. Celui-ci positionnera alors les satellites plus loin qu'ils nous le sont dans la réalité et les cercles de position seront plus grands qu'ils ne le devraient.

Si l'on prend trois cercles de positionnement par rapport à trois satellites, ces cercles se chevauchent, formant une zone au centre de laquelle l'on devrait se situer. Le récepteur retardera alors son horloge jusqu'à ce que cette zone devienne aussi petite que possible. La figure 1-8, montre un exemple de cercle de position, lorsque l'horloge du récepteur est en avance.

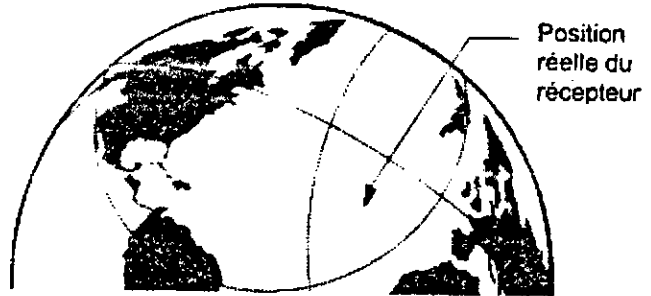


Figure 1-8. : Horloge du récepteur en avance

Au contraire, lorsque l'horloge du récepteur est en retard, il voit les cercles de position plus petits qu'ils ne sont en réalité. Les cercles s'écartent les uns des autres. La figure 1-9 nous montre un exemple où le récepteur doit avancer son horloge jusqu'à ce que les trois cercles se coupent au même endroit.



Figure 1-9. : Horloge du récepteur en retard

Lorsque l'horloge du récepteur GPS est parfaitement synchronisée sur celle des satellites, les trois cercles se coupent exactement en un seul point (figure 1-10).

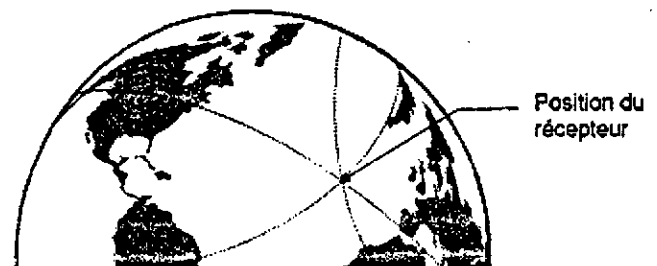


Figure 1-10. : Horloge du récepteur synchronisée

1-10-5. POSITIONNEMENT EN DEUX DIMENSIONS (2D)

Le positionnement que nous venons d'étudier est appelé positionnement en deux dimensions car il ne donne que la latitude et la longitude. Ce type de positionnement au moyen de trois satellites n'est possible que lorsque l'altitude est parfaitement connue comme au niveau de la mer.

Si l'horloge du récepteur est suffisamment stable, on peut pendant une courte période établir une position avec seulement deux satellites en vue. Cependant, il ne s'agit là que de cas particuliers et généralement peu fiables ; la plupart du temps, il est nécessaire d'établir une position en trois dimensions, c'est à dire où l'altitude est également inconnue.

1-10-6. POSITIONNEMENT EN TROIS DIMENSIONS (3D)

Si trois satellites sont suffisants pour un positionnement en deux dimensions, ils ne sont pas en mesure d'indiquer une position lorsque l'altitude n'est pas connue. Il est alors nécessaire d'utiliser un quatrième satellite afin de positionner un récepteur en trois dimensions (3D) : latitude, longitude et altitude.

Le temps mis par le signal pour parvenir au récepteur GPS définit une sphère autour du satellite, comme le schématise la figure 1-11. Le récepteur se trouve quelque part à la surface de cette sphère.

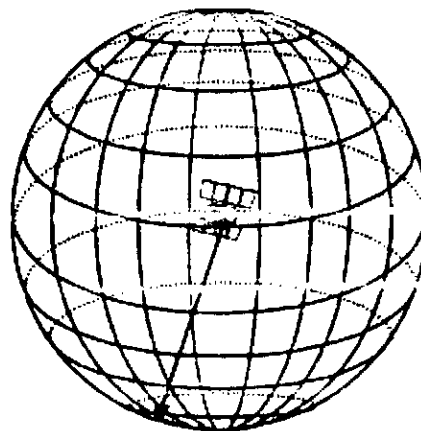


Figure 1-11. : Sphère de positionnement

L'intersection de deux sphères de positionnement définit un cercle dans l'espace sur lequel se situe le récepteur (figure 1-12). L'intersection de ce cercle avec la sphère de positionnement d'un troisième satellite détermine deux points (figure 1-13).

Un quatrième satellite est alors nécessaire au récepteur pour éliminer l'un des deux points ainsi pour ajuster son horloge. Le récepteur cherchera qu'elle est la valeur de l'horloge pour que l'intersection des quatre sphères définisse un volume aussi réduit que possible. La position en trois dimensions sera déterminée par le point d'intersection de quatre sphères de positionnement.

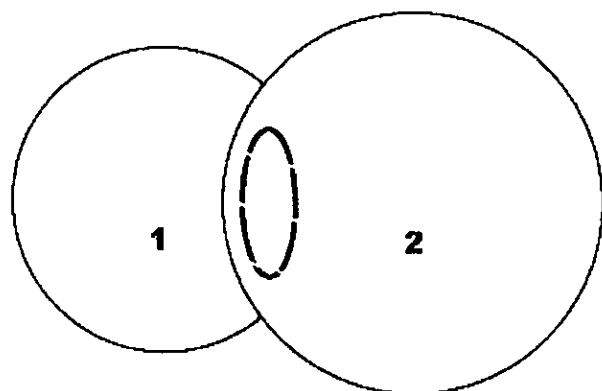


Figure 1-12. : Intersection de deux sphère de positionnement

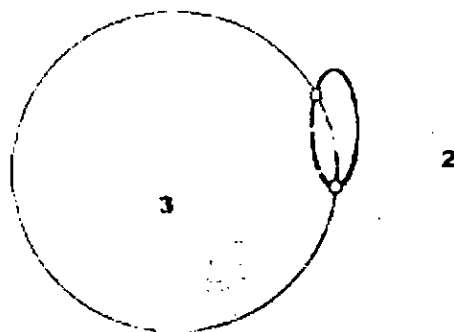


Figure 1-13. Intersection de trois sphères de positionnement

Le positionnement en trois dimensions nous fournit donc un point dans l'espace. Pour qu'il soit utilisable, il est nécessaire d'établir sa position par rapport à la terre. On utilise pour cela un système à trois axes ayant pour origine le centre de la terre, la terre restant en position fixe. Ce système est appelé ECEF (Earth- Centered, Earth- Fixed : Terre centrée, terre fixe) (figure 1-14) et se réfère au système géodésique mondial WGS 84 (World Geodetic System 1984).

Le récepteur effectue automatiquement toutes les conversions entre le système ECEF à partir des coordonnées « x, y, z » et le système WGS 84 en coordonnées « latitude, longitude, altitude ». Lorsque la position doit être affichée dans un autre système géodésique, par exemple le système européen ED 50, le récepteur GPS effectue une conversion. Cette opération sera largement développée par la suite.

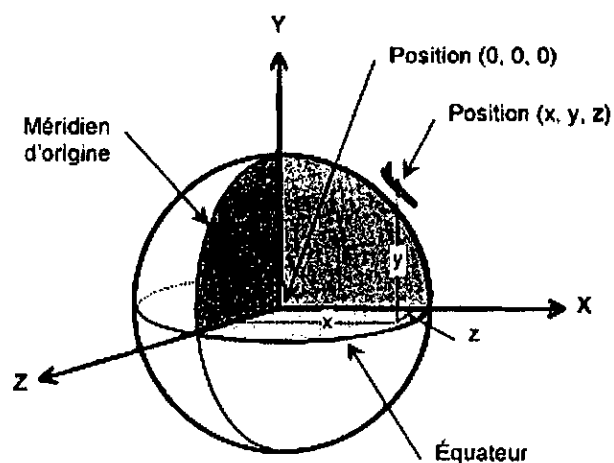


Figure 1-14. : Positionnement en trois dimensions (ECEF)

Si l'horloge du récepteur est suffisamment stable, il est possible pendant un certain temps d'établir une position en trois dimensions lorsque seulement trois satellites sont en vue. Cependant, au bout d'un certain temps qui dépend de la précision de son horloge, le récepteur passera en mode deux dimensions, en conservant la dernière valeur

de l'altitude calculée. Certains récepteurs peuvent utiliser plus de quatre satellites afin d'affiner leurs calculs, et éventuellement d'éliminer celui qui fournit des informations peu précises ou douteuses.

1-11. PRECISION [3], [7], [16]

La précision qu'offre un appareil, quel qu'il soit, est un facteur important. Lorsqu'un appareil renseigne sur une position, et que la sécurité de personnes en dépend, la précision devient alors un facteur vital. Il est donc primordial de connaître les limites de récepteur GPS. Distinguons d'abord la précision horizontale et la précision verticale. La précision horizontale informe sur l'erreur possible de la position reportée sur une carte par rapport à la position réelle. La précision verticale indique l'erreur possible de l'altitude calculée par le récepteur GPS.

1-11-1. PRECISION HORIZONTALE

Le GPS a été conçu pour procurer une position horizontale avec une incertitude inférieure à 100 mètres dans 95 % des cas. Dans 4.99 % des cas, elle peut être comprise entre 100 et 300 mètres et supérieure à 300 mètres dans 0.01 % des cas. Ces valeurs sont des maximums théoriques, mais signifient que chaque jour l'erreur horizontale fournie par le GPS, peut être supérieure à 300 mètres pendant près de 9 secondes.

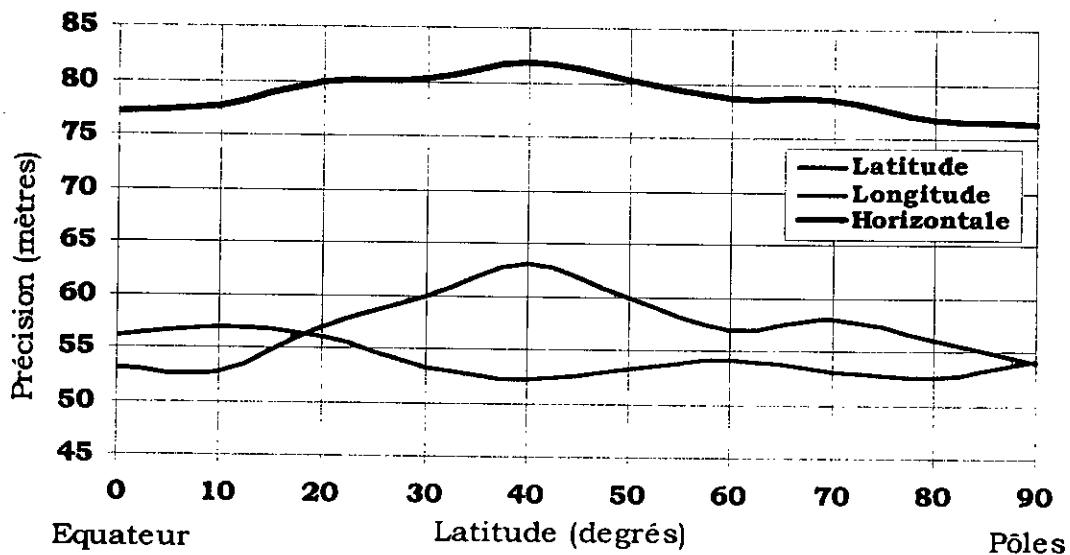


Figure 1-15. Précision horizontale selon la latitude (95 %)

Cependant, toutes les observations dans des conditions normales ont montré que l'erreur horizontale du GPS est inférieure à 83 mètres dans 95 % des cas. L'erreur

maximale horizontale a été fixée à 500 mètres, mais l'erreur maximale observée est de 261 mètres. La précision de la longitude fournie par le GPS (est-ouest) n'est pas identique à la précision fournie pour la latitude (nord-sud). De plus, la précision n'est pas constante sur toute la surface de la terre et dépend de la latitude à laquelle on se trouve. La figure 1-15 illustre l'erreur maximale dans 95 % des cas, suivant de la latitude de mesure.

La figure 1-16 a été obtenue grâce à des relevés de la position pendant 24 heures et au report des points relevés de la position réelle théorique, après lissage de la courbe ainsi tracée. Nous remarquons que l'erreur fluctue sans cesse et qu'une majorité des points relevés ont une précision de 50 mètres dans l'axe est-ouest et de 65 mètres dans l'axe nord-sud.

Les points en dehors du cercle des 100 mètres sont très rares.

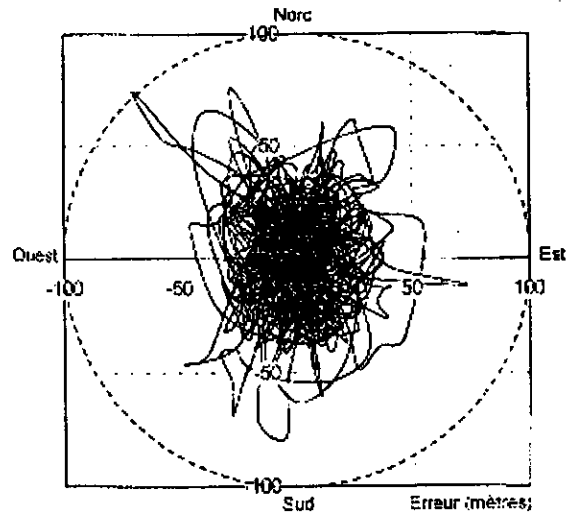


Figure 1-16. Observation de l'erreur horizontale pendant 24 heures

La figure 1-17 montre la distribution de l'erreur suivant les axes nord-sud et est-ouest, sur une période de plusieurs mois

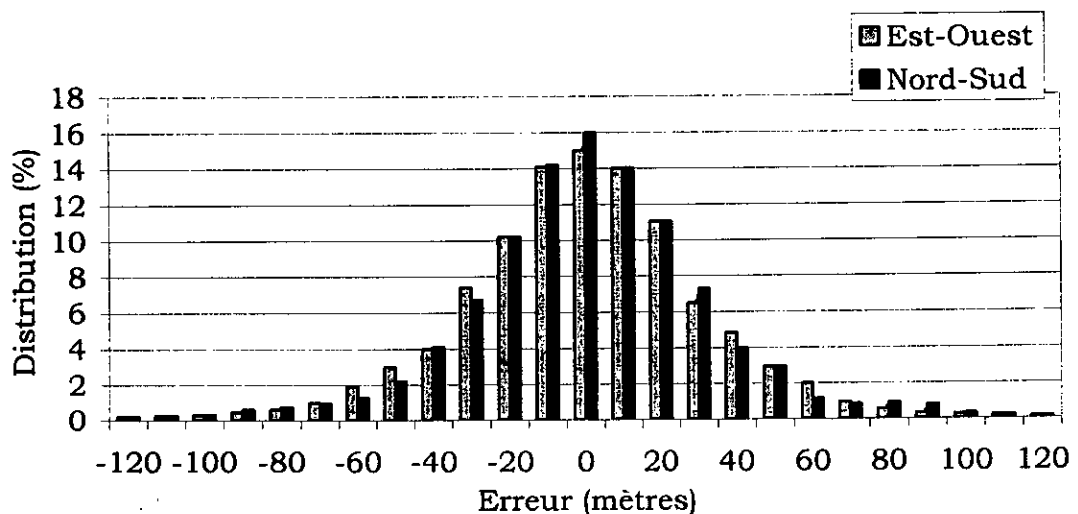


Figure 1-17. Distribution de l'erreur Est-Ouest et Nord-Sud

Il est intéressant de noter que, dans près de 50 % des cas, l'erreur de latitude ou de longitude est inférieure à 20 mètres. Dans 15 % des cas, l'erreur en longitude et en latitude se situe aux alentours de 5 mètres. Cependant, il est très rare que ces deux cas se produisent en même temps.

La figure 1-18 montre la probabilité de l'erreur horizontale d'une position fournie par le GPS. On remarque que, dans 50 % des observations, l'erreur est inférieure à 30 mètres.

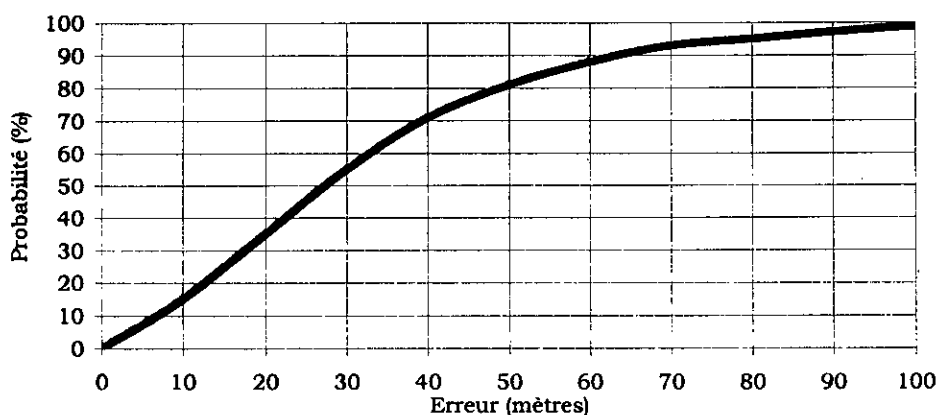


Figure 1-18. Probabilité de l'erreur horizontale

1-11-2. PRECISION VERTICALE (OU ALTITUDE)

L'erreur verticale théorique est inférieure à ± 156 mètres dans 95 % des cas et inférieure à ± 500 mètres dans 99.99 % des cas.

Les raisons d'une précision verticale moins bonne que l'horizontale sont multiples. On remarque que plus le satellite utilisé est haut dans le ciel, est meilleure sera la précision verticale obtenue. Toutefois, il y a moins de chances pour qu'un satellite se situe au-dessus de 45° de l'horizon qu'en dessous. Généralement, il n'y a que deux ou trois satellites au-dessus de 45° pour 8 satellites visibles. De plus, il n'est pas possible qu'un satellite se situe au-dessous du récepteur.

La figure suivante montre l'erreur verticale observée pendant 2 heures et 30 minutes, par rapport à une altitude bien connue.

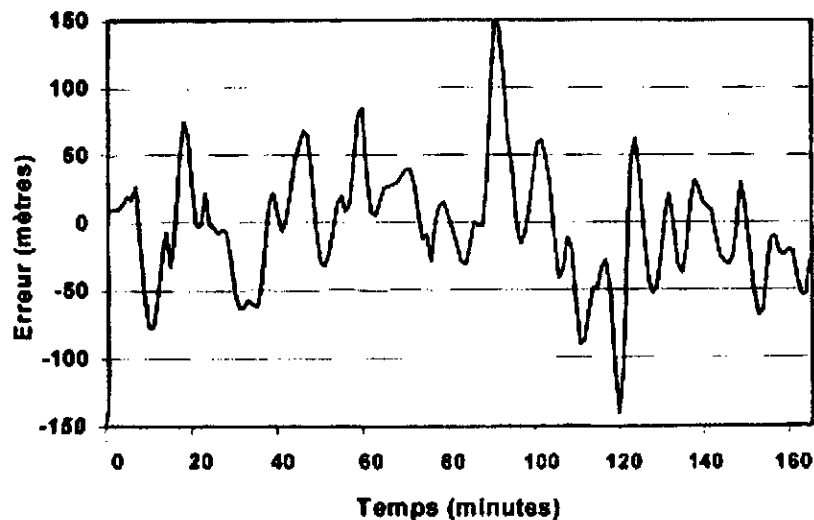


Figure 1-19. Observation de l'erreur verticale pendant 2 h 30 min

La précision verticale varie suivant la latitude. La figure 1-20 présente la précision verticale selon la latitude.

La plus grande précision est obtenue aux alentours des latitudes 55° nord et sud, où l'erreur est inférieure à 105 mètres dans 95 % des observations. La plus mauvaise précision verticale se situe aux pôles, car aucun satellite ne peut les survoler.

Cette précision verticale n'est que théorique et peut très bien être dégradée suivant la façon dont le récepteur sélectionne les satellites. En effet, certains récepteurs ont plutôt tendance à sélectionner les satellites au-dessus de 45° d'élévation par rapport à l'horizon, afin d'améliorer la précision horizontale ce qui dégrade alors la précision verticale.

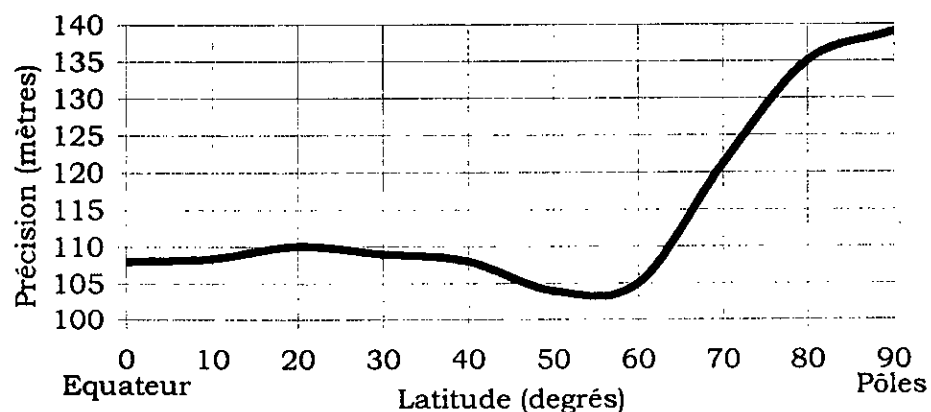


Figure 1-20. Précision verticale suivant la latitude (95 %)

1-11-3. PRECISION DE LA VITESSE

La vitesse n'est pas définie dans les performances du SPS. La précision de la valeur affichée varie donc fortement en fonction des récepteurs.

Le calcul de la vitesse relève de plusieurs méthodes. La méthode la plus simple est de calculer la vitesse de déplacement entre deux mesures successives de la position. Cependant, cette méthode est très sensible à la validité sélective SA, qui introduit une erreur moyenne de 3.5 km/h. A l'arrêt, le récepteur peut afficher une vitesse non nulle.

La seconde méthode utilise l'effet Doppler, c'est à dire le décalage de fréquence des signaux reçus en fonction de la vitesse relative du récepteur avec le satellite. Cette méthode est plus précise, mais dépend en grande partie de la qualité du récepteur GPS utilisé. La plupart des récepteurs utilisent une combinaison des deux méthodes.

En pratique, avec un bon récepteur, on observe une indication de la vitesse horizontale avec une erreur inférieure à 0.8 km/h dans 50% des cas, de 1.5 km/h dans 95% des observations et de 2 km/h dans 99% des observations. L'indication de la vitesse verticale est souvent donnée avec une erreur inférieure à 2.5 km/h dans 95% des observations.

1-11-4. PRECISION DE L'HEURE

L'heure est transmise avec précision de 340 nanosecondes dans 95% des cas. En fait, l'erreur observée n'excède pas 250 nanosecondes dans 95% des cas. C'est de toute façon un des systèmes les plus fiables, qui permet de connaître l'heure n'importe où avec une très grande précision.

1-11-5. REPRODUCTIBILITE

La reproductibilité définit la précision avec laquelle une position mémorisée à partir d'un relevé GPS peut être retrouvée ultérieurement. Contrairement à d'autres systèmes de navigation comme le Loran -C, la position affichée par un récepteur GPS change constamment en un même lieu. Cette variation est principalement due à la validité sélective (SA).

La position varie en moyenne de 1 mètre toutes les secondes, lorsque les mêmes satellites sont utilisés pour la résolution de la position. Si un satellite n'est pas en vue, ou si une nouvelle combinaison de satellites permet d'obtenir un positionnement plus précis, le récepteur change de satellite : une variation instantanée de plusieurs dizaines de mètres peut alors se produire.

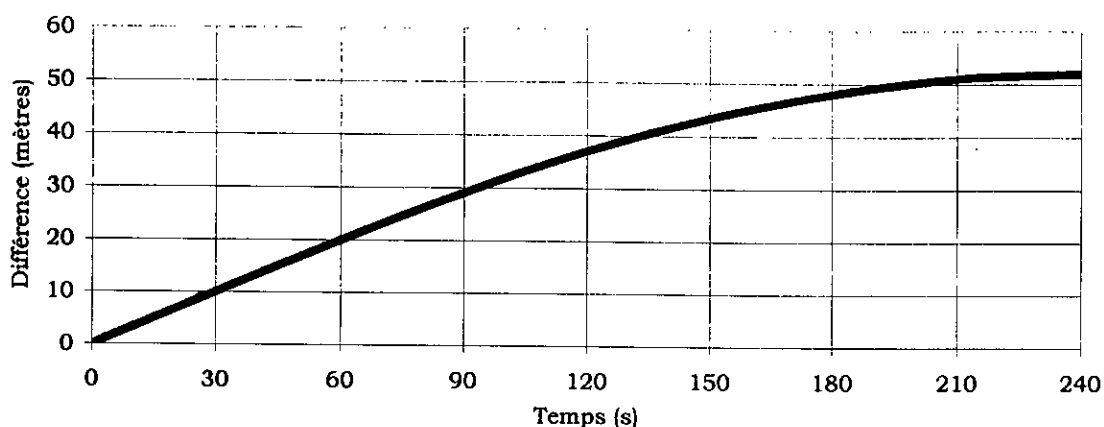


Figure 1-21. Variation maximale de la position dans le temps (95 %)

Si l'on mémorise une position au moyen d'un récepteur GPS et que l'on désire y retourner rapidement, on s'aperçoit qu'il n'est pas possible de retrouver l'endroit exact. En effet, l'indication de cette position tend à dériver avec le temps. Après mémorisation d'une position, l'incertitude pour retourner à cette position croît généralement avec le temps pendant une période de 4 minutes. Après cette période l'erreur est indépendante du temps et varie de façon aléatoire.

La figure 1-21 montre, après mémorisation d'un point, la variation maximale observée dans 95% des cas en fonction du temps. On remarque que, au bout de 1 minute, la probabilité d'être à moins de 20 mètres du point mémorisé est de 95%. Cette distance passe à 53 mètres au bout de 4 minutes. Il est cependant utile de savoir que, si le récepteur GPS change la combinaison de satellites utilisés pour établir la position, l'erreur sur la position devient alors inconnue ; le changement de satellite peut survenir à tout moment.

L'erreur de reproductibilité horizontale, c'est-à-dire la différence entre deux mesures d'un même lieu à des instants différents, est donnée pour être inférieure à 141 mètres dans 95% des cas. Cette notion est importante lorsque l'on désire retourner à un point GPS précédemment sauvegardé. Les observations ont montré néanmoins que la reproductibilité horizontale est de l'ordre de 105 mètres dans 95% des cas.

L'erreur de reproductibilité de l'altitude est donnée pour être inférieure à 221 mètres dans 95% des cas. Les observations ont montré que la reproductibilité verticale est de l'ordre de 165 mètres dans 95% des relevés.

1-11-6. PRECISION RELATIVE

La précision relative est la différence indiquée par deux récepteurs identiques, utilisant les mêmes satellites pour la résolution de la position et distants de moins de 40 kilomètres l'un de l'autre. Dans ces conditions, la précision horizontale est l'ordre de 6 mètres dans 95% des cas. La précision verticale est de l'ordre de 9 mètres dans 95% des cas.

Si la position de l'un des récepteurs est connue avec précision, la position du second se déduit alors avec une bonne précision. Cette particularité est exploitée dans le principe du GPS différentielle.

1-11-7. PRECISION INDIQUEE PAR UN RECEPTEUR

Certains récepteurs affichent une précision horizontale, qui est calculée à partir de l'indication URA (user range Accuracy) communiquée par chaque satellite et de facteur HDOP calculé par le récepteur GPS. Ils peuvent également indiquer la précision de l'altitude affichée. Ces valeurs de précision ne sont données qu'à titre indicatif et doivent être utilisées avec circonspection.

Il est également possible que le récepteur affiche seulement la valeur du HDOP ou du GDOP. Cette valeur est plus fiable, puisque c'est d'elle que dépend essentiellement la précision de la position affichée.

1-11-8. AMELIORATION DE LA PRECISION

Il existe plusieurs moyens pour améliorer la précision de la position. L'un des plus utilisés est le GPS différentiel.

Autre possibilité : effectuer des moyennes de la position lorsque le récepteur est fixe, grâce à un ordinateur ou à certains récepteurs GPS pourvus de ce type de fonction.

L'aviation civile utilise également des pseudo-satellites. Il s'agit en fait d'émetteurs terrestres qui émettent les mêmes signaux que les satellites.

1-11-9. PRECISION REQUISE POUR CERTAINES DISCIPLINES

La précision requise est très variable suivant l'utilisation du GPS. Pour de nombreuses utilisations, la précision du GPS ordinaire est largement suffisante. Cependant certains secteurs comme dans l'aviation, nécessite une précision de l'ordre de quelques mètres :

MARINE

Les besoins de positionnement de la marine vont de 8 à 20 mètres à l'approche des ports, pour à la circulation à l'intérieur des ports et dans les chenaux de navigation. Outre ces quelques cas particuliers, une précision de 100 mètres est généralement suffisante.

AVIATION

Les besoins de positionnement de l'aviation dépendent de la phase de vol.

Trois catégories de précision ont été définies suivant la phase :

- catégorie I - 17.1 mètres en horizontal et 4.1 mètres en vertical ;
- catégorie II - 5.2 mètres en horizontal et 1.7 mètre en vertical ;
- catégorie III - 4.1 mètres en horizontal et 0.6 mètre en vertical.

De plus le contrôle du trafic au sol nécessite une précision de 2 mètres en horizontal.

Aujourd'hui, seule la catégorie I s'obtient au moyen du GPS différentiel. Des projets sont à l'étude afin d'obtenir la précision requise pour les catégories II et III et de remplacer la plupart des instruments d'atterrissage utilisés aujourd'hui (ILS, MLS...).

TERRESTRE

Les besoins de positionnement terrestre sont très variables. On peut définir les suivants :

- véhicules de secours : de 75 à 100 mètres ;
- contrôle et commande de véhicule : de 30 à 50 mètres ;
- recueil de données : de 25 à 35 mètres ;

La majorité de ces domaines d'application ainsi que d'autres comme la randonnée ou la localisation des véhicules pour les flottes de taxi ou d'autobus, se satisfont avec le GPS naturel.

SCIENTIFIQUE ET INDUSTRIELLE

La précision requise pour les applications scientifique et industrielle est en générale très stricte. Les besoins vont de quelques centimètres, pour l'observation des plaques tectoniques ou la construction des grands ouvrages, à quelques mètres pour la cartographie. Ces mesures se pratiquent en général au moyen de systèmes très coûteux comme le GPS à différence de phase.

1-12. ERREURS SUSCEPTIBLES D'AFPECTER LES MESURES [3], [5], [6], [7], [14]

Toute expression des mesures sur le code et (ou) la phase doivent, avant d'être utilisées pour le calcul du point, être corrigées d'un certain nombre d'erreurs.

Les sources d'erreurs effectuant la précision du GPS sont multiples. Certaines sources d'erreurs sont d'origine naturelle, d'autres d'origine technique.

1-12-1. EXAMEN DES PRINCIPALES CAUSES D'ERREURS

Pour déterminer l'ensemble des erreurs intervenant dans les mesures sans risquer d'en oublier, une bonne méthode consiste à suivre le trajet de l'onde ou du signal depuis le satellite jusqu'à l'observateur et d'examiner tout ce qui est susceptible de modifier la phase, la fréquence ou la vitesse de propagation.

Considérons la liaison radioélectrique qui va du satellite vers l'utilisateur et dressons la liste des erreurs possibles :

• ERREURS PROVENANT DU SATELLITE

- Les horloges embarquées et servant à générer le signal dans les satellites sont de très haute qualité, leur comportement et leur dérive, bien que faible, sont transmis dans le message de navigation, mais ne sont pas parfaitement exacts.
- Les éphémérides chargées depuis le sol et diffusées par le satellite sont imparfaites, de plus le satellite dans son orbite est soumis à de faibles mouvements qui l'éloignent de son orbite théorique.
- Les dégradations volontaires appliquées au signal (SA), lorsqu'elles sont actives, détériorent encore davantage la précision du calcul de la position.

• ERREURS PROVENANT DU MILIEU TRAVERSE

L'onde se propage à travers un milieu qui n'est pas équivalent au vide parfait ; la vitesse de propagation des ondes n'est pas égale à c . Les erreurs du milieu se décomposent en erreurs « ionosphériques » et erreurs « troposphériques ». Ces erreurs dépendent de l'élévation sous laquelle l'observateur voit le satellite.

• ERREURS PROVENANT DE LA DYNAMIQUE DES SATELLITES

- Les horloges de précision situées au sol d'une part et sur les satellites orbitant autour de la Terre sont soumises à des comportements différents ; une modélisation relativiste est nécessaire.
- La vitesse des satellites ainsi que la vitesses de rotation de la Terre entraînent un effet Doppler sur les fréquences reçues.

- **ERREURS PROVENANT DE L'ENVIRONNEMENT DE RECEPTION**

La mesure de temps ou de la phase effectuée sur le signal à partir de laquelle est déduite la distance satellite- récepteur suppose que l'on travaille sur l'onde incidente directe. Toutes réflexions sur les obstacles proches de l'antenne du récepteur introduiront des interférences entre plusieurs ondes directes et réfléchies qui perturberont la mesure en déformant la fonction de corrélation ; c'est l'effet des multiples trajets.

- **ERREURS PROVENANT DU RECEPTEUR LUI -MÊME**

- Le moyen de mesure n'est pas parfait. Le diagramme du rayonnement de l'antenne n'est pas isosphérique. En plus, l'antenne de réception qui transforme l'onde reçue en signal électrique n'est pas un point uni- matériel isolé dans l'espace. La localisation de ce point appelé « centre de phase de l'antenne » ⁽¹⁾ au millimètre près est très difficile, et qu'en plus sa position a tendance à dépendre de l'angle incidence et de l'azimut du signal. Il apparaît donc que l'on ne mesure pas la position d'un point fixe : le centre géométrique de l'antenne, mais la position d'un point mobile dans un espace qui peut aller jusqu'à 10mm de rayon.
- Les circuits analogiques de réception (changement de fréquence, filtrage..) aussi que les circuits numériques (convertisseurs, compteurs, horloges...) introduisent des fluctuations de phase, et de fréquence, des bruits de quantification qui détériorent la mesure.

Toutes ces sources d'erreurs n'ont pas la même importance et les moyens de les réduire existent pour certains d'entre-elles. On peut donner le classement suivant :

- Erreurs que l'on peut réduire par modélisation ou calcul ; ce sont les erreurs brutes provenant du milieu traversé ; erreurs ionosphériques et troposphériques ou provenant des effets relativistes et de l'effet Doppler ;
- Erreurs que l'on peut compenser par différentiation, ce sont les erreurs résiduelles provenant du milieu traversé et également les erreurs provenant des satellites y compris celles induites par la dégradation volontaire ;

⁽¹⁾ : Le point physique où se matérialise l'onde électromagnétique qui arrive sur l'antenne réceptrice est appelé le centre de phase de l'antenne

- Erreurs que l'on peut maîtriser et limiter par la qualité du récepteur ; ce sont bien évidemment les erreurs provenant du récepteur ;
- Erreurs que l'on peut réduire, qui sont les erreurs dues à l'environnement

AUTRES SOURCES D'ERREURS

Les performances du GPS peuvent être dégradées lorsque certains événements comme la panne ou l'arrêt d'un satellite surviennent. Nous citons ici les autres sources d'erreurs pouvant survenir :

1. MAUVAIS FONCTIONNEMENT D'UN SATELLITE

Un problème, ou la panne d'un satellite, peut très bien n'être détecté et corrigé par les stations au sol, qu'au bout d'un délai de 3 heures. Cela signifie que votre récepteur peut recevoir des informations erronées pendant près de trois heures avant d'être informé que les informations provenant de ce satellite ne doivent pas être utilisées. Cependant, on constate que le temps de réponse à une panne est généralement de 10 à 30 minutes. Le système GPS différentiel corrige immédiatement de telles anomalies.

Les erreurs introduites lors du mauvais fonctionnement d'un satellite peuvent être de plusieurs centaines de kilomètres. Dans ce cas, la plupart des récepteurs GPS rejettent le satellite car il ne permet pas de résoudre la position. Le récepteur rejette également un satellite si celui-ci présente des variations très importantes. Cependant, lorsque l'erreur n'est que de quelques centaines de mètres, le récepteur n'écarte pas systématiquement le satellite défectueux.

2. ARRET D'UN SATELLITE

Un satellite peut cesser d'émettre pour plusieurs raisons. En particulier pour permettre la maintenance du satellite. L'arrêt du satellite peut également être dû à une panne du satellite.

Lorsqu'un satellite n'émet plus alors qu'il devrait permettre au récepteur de résoudre la position, le PDOP (Position Dilution Of Precision) en est affecté. La précision de la mesure peut donc en être dégradée. Lorsqu'un satellite est indispensable pendant une durée de 6 heures, la probabilité pour qu'il soit en vue est de 63%. La durée moyenne pour la quelle ce satellite sera en vue est de 3 heures.

La probabilité pour qu'au moins 21 satellites soient en fonctionnement est de 99%. Il a été estimé que la totalité des arrêts de satellite cumulés ne dépasse pas 18 heures par an.

3. MAUVAIS CHOIX DE SYSTEME DE REFERENCE (LE SYSTEME GEODESIQUE)

Sélectionner un mauvais système géodésique peut entraîné une erreur de plusieurs centaines de mètres. L'introduction des coordonnées erronées d'un waypoint (point directif utilisé comme repère pour la navigation) représente une autre source d'erreur assez courante. L'erreur peut être due à une confusion des chiffres saisis ou à une erreur de système géodésique.

4. PANNE DU RECEPTEUR

Le récepteur n'est pas à labrit de pannes qui engendrent des erreurs dont la distance est difficilement prévisible.

5. DEGRADATION VOLONTAIRE PAR L'ARMEE

Il ne faut pas oublier que le GPS est un système conçu par et pour les militaires américains. En conséquence, un certain nombre de moyens ont été mis en place pour empêcher l'utilisation du système par un hostile et pour éviter que le GPS ne soit utilisé pour construire une arme autoguidée d'une précision suffisante pour atteindre une cible. Ce but est atteint par la dégradation volontaire de la précision du positionnement pour tout utilisateur non autorisé.

En cas de conflit, l'armée américaine se réserve le droit de dégrader volontairement les signaux émis par les satellites et ce, dans les proportions qu'elle jugera bonnes pour sa sécurité. Elle signalera toutefois dans un délai de 24 heures son intention de dégrader le système.

Deux processus permettent de limiter l'utilisation civile du système GPS et de protéger son utilisation militaire :

- **SELECTIVE AVAILABILITY (SA) {VALIDITE SELECTIVE}**

La SA est le moyen que les Américains ont utilisé pour que les utilisateurs civils du systèmes GPS ne puissent pas avoir en temps réel une information très précise. Pour cela, ils ont agi directement sur la qualité des paramètres radiodiffusés, horloge et éphémérides, en les biaisant et en les bruitant.

Des erreurs de quelque 100 ms sur l'horloge et de 20 à 70 mètres sur les éphémérides étaient alors observables. Malgré ça, un positionnement à 50 ou 60 mètres près en horizontal était souvent obtenu.

Au 2 mai 2000, la SA a été désactivée (figure 1-22), mais elle peut être remise en action à tout moment. Après la désactivation, il subsiste des erreurs résiduelles d'une dizaine de nanosecondes sur l'horloge et de 5 à 10 m sur les pseudo- distances. Cette option n'est appliquée qu'au service SPS (utilisant normalement la fréquence L1 et le code C/A). Cette dégradation affecte principalement les applications de navigation temps réel. Des utilisateurs autorisés et habilités peuvent, par l'intermédiaire de clés, s'affranchir de cette dégradation. Le gouvernement américain a cessé d'appliquer cette dégradation, mais se réserve la possibilité de la réactiver à tout moment.

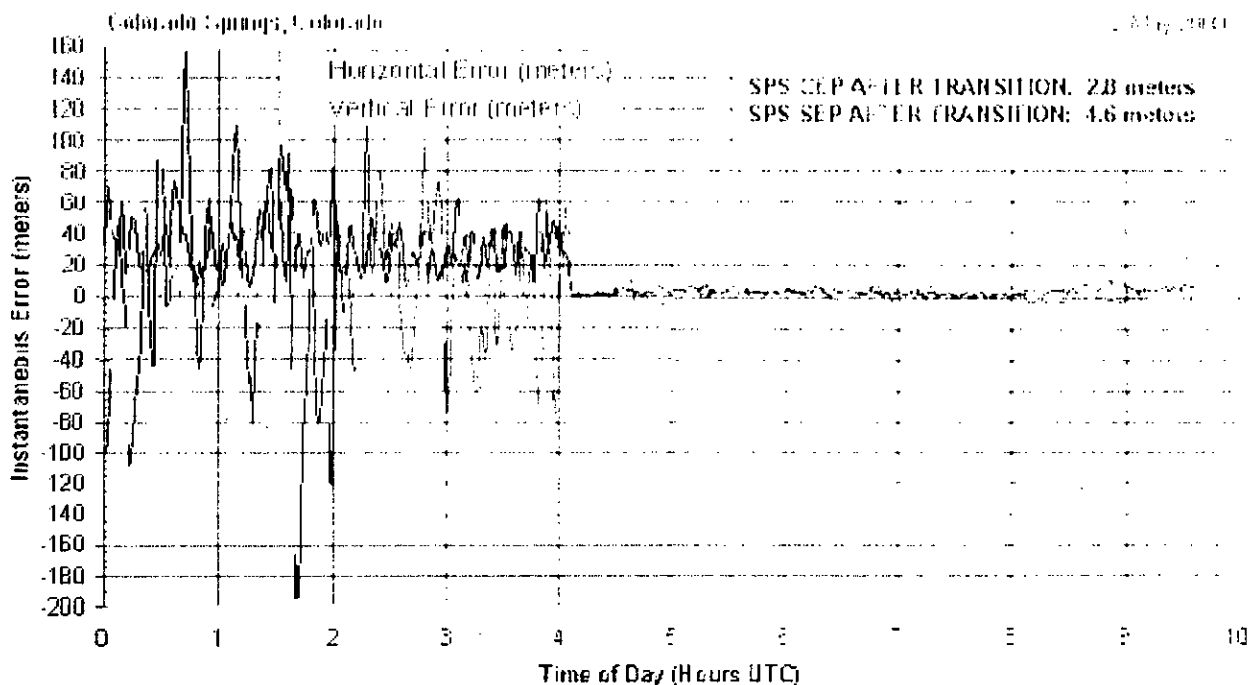


Figure 1-22. Suppression de la SA.

Cette option est responsable d'un grand part des erreurs du GPS. L'erreur produit par le (SA) est différente pour chaque satellite ; elle est produit à partir d'un générateur pseudo- aléatoire. Le SA est introduit un mouvement très lent autour de la position exacte.

- ANTI SPOOFING (AS) {ANTI BROUILLAGE }

La protection de l'usage militaire (implique le service PPS utilisant exclusivement la fréquence L2), est assuré par l'anti- brouillage appelé AS (Anti-Spoofing). Cette protection est destinée à éviter un brouillage volontaire. Cette protection consiste à ajouter au code P, sur les deux fréquences L1 et L2, un nouveau code appelé code W, militairement codifié, qui, mélangé avec la code P, produit au code Y en rendant le code P inutilisable. L'activation de l'AS est continue depuis le 1^{er} février 1994. L'Anti spoofing est lui aussi activé en permanence sur la plupart des satellites.

6. DIMINUTION DE LA POSITION (DOP, DILUTION OF PRECISION)

La précision de la position dépend non seulement de l'erreur induite par chaque liaison satellite- récepteur, mais aussi de la géométrie des satellites, c'est à dire de la manière dont les satellites, qui servent à déterminer la position, sont répartis dans le ciel. Cependant, le positionnement par satellite nécessite l'utilisation de plusieurs satellites pour qu'une position en deux ou trois dimensions puisse être déterminée.

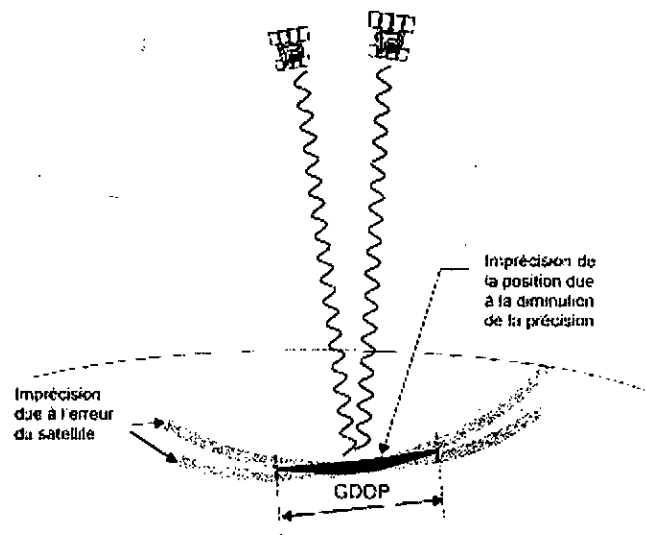


Figure 1-23. Mauvais GDOP.

L'erreur total sera donc supérieure à la précision fournie par chaque satellite et dépendra essentiellement de la position des satellites entre eux. La géométrie des satellites définit un facteur appelé diminution de la précision géométrique (GDOP, Geometry Dilution Of Precision), et afin de connaître la précision de la position, il faut multiplier l'erreur introduite par les satellites par ce facteur.

Lorsque les satellites sont groupés comme sur la figure (1-23), le GDOP obtenu est très grand, et la position imprécise.

On obtient un bon facteur GDOP lorsque tous les satellites forment des angles différents entre eux, et aussi grands que possible.

La Figure 1-24 permet de comprendre intuitivement que la précision finale (illustrée par la zone noircie) est bien meilleure dans le cas où les deux satellites sont éloignés, par rapport au cas où ils sont proches l'un de l'autre (figure 1-23).

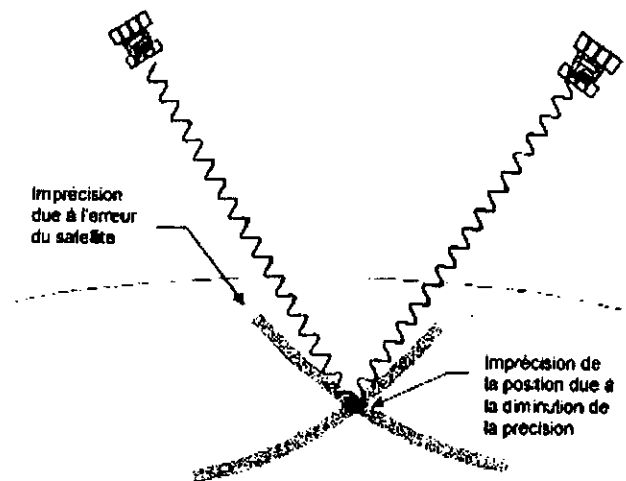


Figure 1-24. GDOP correct.

A partir de GDOP, on détermine différents facteurs :

- PDOP (Position Dilution Of Precision) permet de définir la précision d'une position en trois dimensions ;
- HDOP (Horizontal Dilution Of Precision) permet de définir la précision de la latitude et de la longitude. La figure 1-25 montre l'observation de la variation du HDOP pendant 24 heures ;
- VDOP (Vertical Dilution Of Precision) permet de définir la précision de l'altitude ;
- TDOP (Time Dilution Of Precision) permet de définir la précision de l'heure.

Tous ces termes sont liés. Le nombre des satellites et leur position ont été calculés pour qu'au moins 4 satellites soient toujours en vue (99.9% du temps), avec un PDOP inférieur ou égal à 6. le facteur HDOP est le plus important puisque de lui dépend directement la précision de la précision horizontale. Ce facteur est parfois affiché par les récepteurs GPS et fournit une indication de la précision digne de confiance.

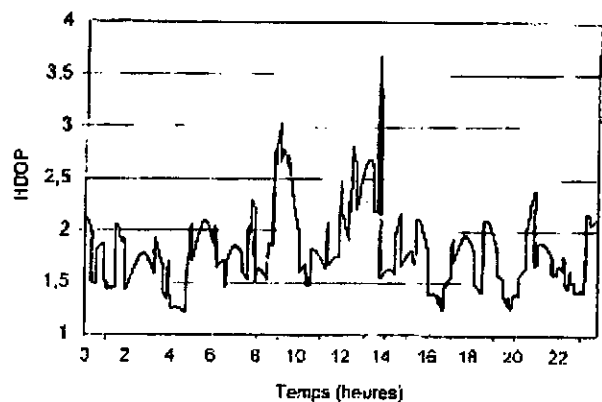


Figure 1-25. HDOP pendant 24 heures

On considère généralement que le HDOP est inférieur à 4 pendant 95% du temps. Un HDOP supérieur à 12 ne permet plus de donner une position avec une fiabilité suffisante.

La figure 1-25 représente la variation du HDOP mesuré pendant 24 heures en un même lieu et dans des bonnes conditions. Il faut cependant être prudent, car le HDOP varie beaucoup d'un lieu à un autre, surtout lorsque certains satellites sont masqués par des montagnes ou des constructions.

Les brusques variations de HDOP observables dans la figure 1-25 sont dues à des changements de satellites par le récepteur. Le tableau ci-contre indique la précision caractéristique fournie par le GPS en fonction de facteur HDOP.

Valeur du HDOP	Précision (mètres)
1	25
2	50
3	75
4	100
5	125
6	150
8	200
12	300

Tableau 1-1. Précision caractéristique horizontale en fonction de HDOP

1-12-2. ERREURS REDUCTIBLES PAR MODELISATION OU CALCUL

1-12-2-1. ERREURS IONOSPHERIQUES

L'ionosphère; la couche de l'atmosphère comprise entre 50 et 500 kilomètres d'altitude, composée d'air ionisé par l'action des radiations solaires, retarde la propagation des signaux qui la traversent (figure 1-26). Cette couche de l'atmosphère est responsable de la plupart des erreurs d'origine naturelle. Une partie de retard liée à l'ionosphère peut être facilement modélisée, car ils sont valables sur une grande région.

La vitesse de propagation v , d'une onde électromagnétique dans un milieu dépend de

l'indice de réfraction n de ce milieu. $v = \frac{c}{n}$ Lorsque une onde traverse l'ionosphère,

elle entre dans un milieu dispersif, dans un tel milieu, l'indice n n'est pas le même pour la mesure de phase, que pour la mesure de la pseudo- distance. Dans le premier cas, la vitesse est dite vitesse de phase (résultante de la modulation par une porteuse sinusoïdale d'une fréquence unique), cette vitesse est donnée par :

$$v_{ph} = \frac{c}{n_{ph}} ; \text{ et dans l'autre cas, la}$$

vitesse de propagation dite de groupe, elle est défini comme étant la vitesse caractérisant le déplacement d'un signal non sinusoïdal occupant une certaine largeur de bande, donc différentes fréquences espacées les unes des autres, cette vitesse est donnée par :

$$v_{gr} = \frac{c}{n_{gr}} . \text{ Il est donné que } v_{gr} < v_{ph}$$

Les indices des réfractions n_{ph} et n_{gr} sont directement dépendants des fréquences utilisées :

$$n_{ph} = 1 + \frac{c_2}{f^2} + \frac{c_3}{f^3} + \frac{c_4}{f^4} + \dots \tag{1-1}$$

Approximée à :

$$n_{ph} = 1 + \frac{c_2}{f^2} \tag{1-2}$$

c_2, c_3, c_4 sont des coefficients liés au nombre d'électrons libres par m^3 , c'est-à-dire à la densité électronique le long du trajet traversé :

$$n_{gr} = 1 + \frac{c_2}{f^2} - f \frac{2c_3}{f^3} \tag{1-3}$$

Approximée à

$$n_{gr} = 1 - \frac{c_2}{f^2} \tag{1-4}$$

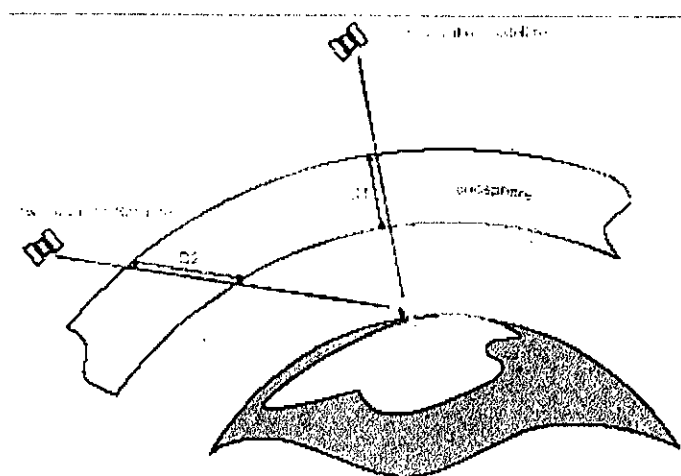


Figure 1-26. Les erreurs ionosphériques.

On remarque que n_{ph} et n_{gr} diffèrent de l'unité de la même quantité mais en sens inverse. La conséquence est que dans l'ionosphère, on a un retard sur les pseudo-distances (pseudo- distances trop grandes par rapport à la distance géométrique) et l'on a une avance sur les mesures de phase (mesures de phase trop courtes par rapport à la distance géométrique).

Pour connaître et compenser les erreurs induites par ce phénomène (dont l'amplitude est comprise entre 50 et 200 mètres), le message de navigation diffuse aux utilisateurs les paramètres qui permettent d'appliquer un modèle de correction ionosphérique corrigeant partiellement le phénomène perturbateur.

Malheureusement, il n'est pas possible de modéliser tous les retards induits par l'ionosphère. Il est cependant possible de corriger en moyenne entre 50 à 70% de l'erreur induite, mais ce pourcentage dépend beaucoup de l'activité solaire. Dans le cycle solaire, dont la période est de 11 ans, les corrections ionosphériques calculées par le modèle seront moins efficaces et moins correctes en période de très forte activité. Après application du modèle sur la mesure de pseudo-distance, une erreur de 5 à 20 m peut subsister.

Plutôt que d'approcher la valeur de la correction ionosphérique par intermédiaire d'un modèle, il est également possible, avec un récepteur bi-fréquence, de mesurer plus précisément l'amplitude de l'erreur. En faisant une mesure de pseudo-distance sur les deux fréquences L_1 et L_2 ; on a :

$$R_1 = \rho_t + \Delta\rho_1^{iono} \quad (1-5)$$

$$R_2 = \rho_t + \Delta\rho_2^{iono} \quad (1-6)$$

Avec R_1 et R_2 pseudo-distances mesurées

ρ_t distance géométrique vraie

La densité électronique étant la même pour L_1 et L_2 le long du trajet parcouru, et on a le retard d'une onde électromagnétique est inversement proportionnel au carré de sa fréquence ; donc on peut écrire :

$$\Delta\rho_1^{iono} = \frac{A}{L_1^2} \quad ; \text{et} \quad \Delta\rho_2^{iono} = \frac{A}{L_2^2} \quad (1-7)$$

Avec A coefficient ionosphérique. Alors :

$$\Delta\rho_2^{iono} = \frac{L_1^2}{L_2^2} \Delta\rho_1^{iono} \quad (1-8)$$

En reprenant les expressions (1-5) et (1-6) :

$$R_1 - R_2 = \Delta\rho_1^{iono} - \Delta\rho_2^{iono} = \Delta\rho_1^{iono} \left(1 - \frac{L_1^2}{L_2^2} \right) \quad (1-9)$$

D'où

$$\Delta\rho_1^{iono} = \frac{R_1 - R_2}{1 - \frac{L_1^2}{L_2^2}} \quad (1-10)$$

On voit là le grand avantage des récepteurs bi- fréquences qui est la possibilité de déterminer l'erreur ionosphérique par mesure des deux pseudo- distances. Il est important de noter que la correction ionosphérique exprimée en distance est à applique à la pseudo- distance et à la phase avec le signe opposé (-). Certains récepteurs essayent de corriger cette erreur en se basant sur une cartographie de la ionosphère.

1-12-2-2. ERREURS TROPOSPHERIQUES

La troposphère est la couche atmosphérique qui est en contact avec le sol et dont l'épaisseur varie entre 10 et 20 km. Cette couche est minimale aux pôles, 10 Km environ, et maximale à l'équateur.

Ce milieu est non dispersif pour des fréquences inférieures à 30 GHz. Le retard engendré sera donc, pour le GPS, identique sur les deux fréquences. La variation de vitesse de propagation troposphérique est due à deux phénomènes : la courbure angulaire des ondes radioélectriques qui augmente la longueur du trajet par rapport à ce qu'elle serait en espace libre et la diminution de la vitesse de propagation. Ces deux effets résultent d'un changement de l'indice de réfraction, fonction de l'altitude qui varie avec la température, la pression et l'humidité.

Cet indice diminue de façon presque linéaire du niveau de la mer jusqu'à 1 km d'altitude, ensuite sa variation est exponentielle. L'amplitude de ce retard, qui dépend de l'angle de site sous lequel on voit le satellite, exprimé en mètre varie entre quelques mètres si le satellite est au zénith et atteint une trentaine de mètres lorsque le satellite est bas sur l'horizon.

Le retard troposphérique est d'autant plus que le satellite se trouve bas à

l'horizon. Ce retard correspond à une erreur de 2 m lorsque le satellite est à la verticale et peut atteindre 30 m lorsqu'il se trouve à 5° par rapport à l'horizon (Figure 1-27).

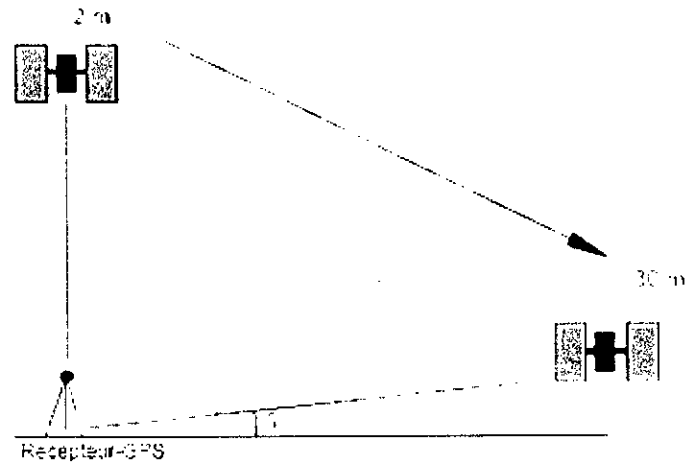


Figure 1-27. Influence de la position du satellite
l'erreur troposphérique

Il existe plusieurs modèles pour corriger cet effet, le STANAG (accord de standardisation édité par les Américains) définit un modèle

généralement utilisé dans la plupart des récepteurs (modèle de Hopfield). Un autre modèle élaboré par Goad et Goodman est souvent préféré par les géodésiens ; plus précis, il nécessite la prise des mesures températures, humidité et pression.

La résiduelle de l'erreur troposphérique est de quelques mètres (1 à 3) après application du modèle.

1-12-2-2. ERREURS RELATIVISTES

Les effets relativistes agissant sur l'horloge et dus aux vitesses d'évolution des satellites et des observateurs (terre + déplacement) sont pris en compte à différents niveaux :

- Par le système, en agissant sur les horloges installées à bord du satellite; ces effets sont corrigés par le biais des paramètres radiodiffusés concernant ces effets.
- Par utilisateur, pour la correction des signaux entre les satellites et le sol, courbure et retard dus à la gravitation (effet Sagnac).

1-12-3. ERREURS REDUCTIBLES PAR DIFFERENTIATION

Les paramètres radiodiffusés par le message de navigation incorporent des termes d'erreur, naturels ou volontaires lorsque la SA est appliquée, qui affectent directement l'utilisateur.

1-12-3-1. PARAMETRES D'HORLOGE DES SATELLITES

Le message de navigation diffuse les coefficients d'horloge affectant le fonctionnement estimé de l'horloge embarquée. Ces coefficients a_0 , a_1 , a_2 permettent à l'utilisateur d'estimer la dérive de l'horloge satellite :

$$\Delta t_{horl.sat} = a_0 + a_1(t - t_0) + a_2(t - t_0)^2 \quad (1-11)$$

Avec a_0 offset en temps de l'horloge par rapport au temps GPS,

a_1 offset en fréquence,

a_2 dérive en fréquence.

1-12-3-2. PARAMETRES D'EPHEMERIDES

Le message de navigation diffuse également les éléments képlériens permettant de déterminer l'orbite du satellite et de positionner le satellite sur celle-ci. Les éléments diffusés sont l'ascension droite, l'inclinaison, l'argument du périégée, le demi-grand axe, l'ellipticité, etc.

Ces différents paramètres, éventuellement dégradés volontairement par la SA, ne sont pas exacts.

1-12-3-3. ERREURS VOLONTAIRES DE LA « SA »

La façon de s'affranchir de ces erreurs inhérentes au système est d'utiliser des techniques de différentiation, c'est-à-dire d'effectuer un positionnement relatif dans lequel toutes les erreurs vues communément par deux récepteurs simultanément pourront dans une certaine mesure s'éliminer.

1-12-4. ERREURS DUES AU RECEPTEUR

La seule façon de limiter ces erreurs est bien évidemment d'utiliser un récepteur de bonne qualité. Des récepteurs GPS, il y en a, à tous les prix. Pour faire du choix, il convient d'abord de choisir un récepteur adapté à son besoin. La robustesse, la fiabilité, la rapidité d'accrochage des satellites sont des éléments importants de choix.

Les récepteurs de génération récente allient généralement qualité de mesures et précision de calcul.

1-12-5. ERREURS DUES A L'ENVIRONNEMENT

L'environnement proche de l'antenne agit sur le niveau de signal (absorption) et sur les interférences (réflexions) produisant des atténuations et des multiples trajets ou le Fading, qui faussent la mesure jusqu'à la rendre impossible. Ce phénomène peut être atténué par :

1. Le choix du site de la mesure ;
2. La possibilité d'inclure au récepteur- GPS une antenne avec un plan absorbant ;
3. Le choix du satellite : plus le satellite est bas à l'horizon, plus l'onde est sensible au multi- trajet (Fading).

L'antenne, élément de réception du signal, ainsi que la descente de câble jusqu'au récepteur sont des facteurs importants dans la qualité de la mesure. Tout d'abord, cette antenne doit être dégagée au maximum de tout obstacle proche.

Certains types d'antennes offrent une protection naturelle contre les multiples trajets en incorporant autour d'elle des plans absorbants ou en étant placée au centre d'anneaux circulaires (Choken- Ring) constituant un piège anti- réflexion.

Les antennes quadri- filaire à hélice sont les plus performantes mais elles sont difficiles à construire, relativement coûteuses et encombrantes. Elles présentent un bon gain et leur centre de phase est stable ; elles sont utilisées pour certains travaux de géodésie précis.

Les antennes micro strip sont les plus robustes et les plus simples de construction ; elles peuvent être utilisées sur les deux fréquences ; peu encombrantes, elles présentent comme principal désavantage un faible gain d'antenne qui doit être compensé par pré- ampli de l'antenne. Ce sont les plus utilisées actuellement, compte tenu de leur très faible coût de construction.

Les antennes spirales, tout comme les antennes à hélice, ont un bon gain ; elles peuvent être utilisées sur les deux fréquences mais présentent des asymétries azimutales qui obligent à les orienter en cas d'utilisation différentielle de précision.

Pour des mesures très précises en géodésie où des précisions de quelques millimètres sont recherchées, la qualité des antennes devient prépondérante ; la stabilité du centre de phase en fonction de l'intensité du signal, de l'élévation et de l'azimut des satellites n'est pas assurée à mieux que plusieurs millimètres. Il est, dans ce cas,

conseillé d'utiliser des antennes de même type sur les différents sites de mesure ; leurs imperfections s'élimineront par différentiation des mesures.

A ce jour, le principal effort d'amélioration et de recherche sur le système GPS est essentiellement porté sur la protection contre les trajets multiples qui limitent les performances déjà remarquables du système.

1-12-6. BILAN DES ERREURS

Nous venons donc d'identifier les principales sources d'erreur affectant la précision d'un relevé GPS. Le tableau suivant fournit l'ordre de grandeur de ces erreurs.

Sources d'erreurs	Erreurs typiques (m)
Ionosphère	7 à 50
Troposphère	0.7 à 30
Réflexions parasites	1.3 à <i>quelques dizaines de mètres</i>
Horloge et précision du récepteur	1 à 1.4
Horloge et précision des satellites	1 à 3.6
OPTION SA	0 à 30
Erreur par satellite	11 à 130

Tableau 1-2. Sources d'erreur influençant la précision d'un relevé GPS.

1-13. GPS DIFFERENTIEL [3], [6], [18], [19], [21]

Depuis la suppression du SA, la précision d'un GPS couvre presque tous les besoins de positionnement courants. Cependant, il est parfois nécessaire de disposer d'une plus grande précision, lors de la phase d'approche d'un port pour les bateaux, ou d'un aéroport pour les avions, par exemple. Dans ce même but, différentes techniques ont été mises en œuvre pour obtenir une précision allant jusqu'au millimètre.

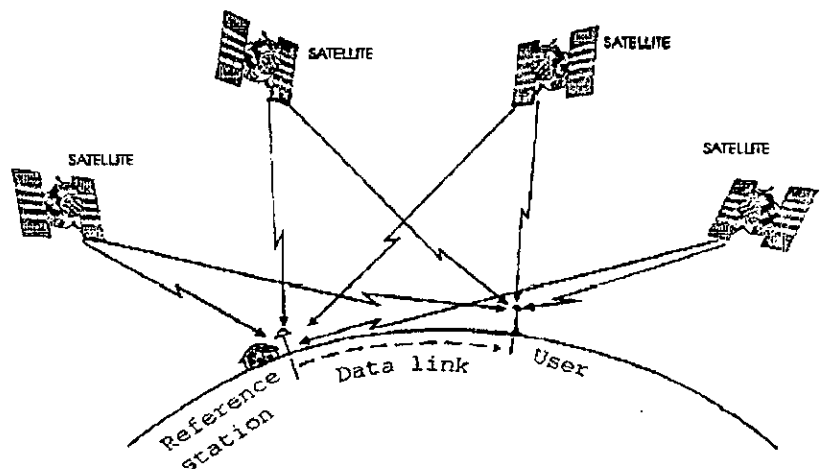


Figure 1-28. Le GPS différentiel.

Le DGPS est un moyen de corriger l'erreur sur la position fournie par le GPS. Une station de référence, dont la position est connue avec une très grande précision, est capable de déterminer l'erreur introduite par chaque satellite. Les signaux qui contiennent les valeurs des corrections à apporter à chaque satellite sont alors émis par cette station. Le récepteur, après avoir reçu ces signaux, est en mesure de corriger la pseudo- distance qui a été déterminée pour chacun des satellites. La position géographique est alors définie par le récepteur avec une précision dépendant de la qualité des informations de correction reçues et de la distance de l'émetteur DGPS.

Il existe plusieurs systèmes de GPS différentiel. Cependant, quel que soit le système utilisé, le DGPS est généralement constitué des trois composantes suivantes (figure 1-28) :

- une station de contrôle terrienne qui recueille en permanence les données émises par les satellites et calcule les corrections à apporter pour chaque satellite ;
- un moyen de transmission des informations de corrections. L'émetteur peut se situer au même endroit que la station de contrôle ou bien être déporté, par exemple dans le cas d'un satellite, au encore être intégré dans un réseau de stations de contrôle. Les informations peuvent également être enregistrées pour un traitement différé ;
- un récepteur capable de recevoir les informations de corrections DGPS et connecté à un récepteur GPS équipé d'une fonction de correction différentielle. Lors du traitement en mode différé, les informations reçues sont simplement enregistrées, puis traitées ultérieurement.

1-13-1. PRINCIPE

Utiliser le GPS en mode différentiel implique disposer au minimum de deux récepteurs GPS pour relever des mesures. Le premier est classiquement positionné sur un point fixe (station de référence). Le deuxième est utilisé dynamiquement pour mesurer d'autres points (station mobile).

L'hypothèse suivante est alors posée : les erreurs qui dégradent le signal, donc la précision du positionnement d'un point, sont communes à deux récepteurs GPS situés dans un même secteur. Le calcul simultané des positions de la station de référence et de la station mobile permet le positionnement de la station mobile relatif par rapport à celui de la station de référence

1-13-2. PRECISION DU DGPS

La précision du DGPS varie de quelques mètres à quelques millimètres suivant la technique utilisée et la qualité du récepteur.

Un GPS en mode différentiel, utilisant la mesure de pseudo- distances permet d'atteindre une précision théorique variant de 0,5 à 5 mètres. En effet, par différence, l'influence de certains facteurs est fortement diminuée : décalage d'horloge, dégradation volontaire (S/A), éphémérides.

Une précision de 0,5 m est observée quand les deux stations ne sont pas séparées de plus de 20 km. Cette précision diminue pour atteindre 5 m lorsque la longueur de la ligne de base est de 100 km, cas où l'hypothèse de départ commence à être mise à mal : les distances entre le satellite et les deux stations ne peuvent plus être considérées comme identiques, ce qui conduit à un effet ionosphérique différent.

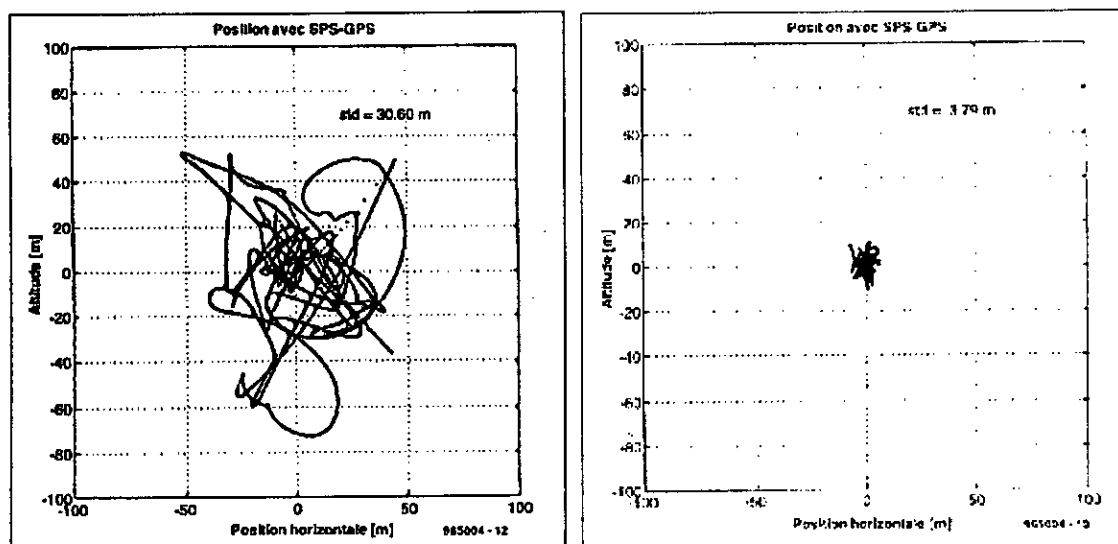


Figure 1-29. Précision du GPS absolu et différentiel.

Le GPS en mode différentiel, utilisant à la fois la mesure de pseudo- distances et la mesure de phases permet d'atteindre des précisions de l'ordre du cm, voire moins (récepteur GPS bi- fréquence). Ces instruments sont utilisés pour des travaux de topographie et de géodésie. La figure ci-dessus montre l'amélioration de la précision.

1-13-3. GPS A DIFFERENCE DE CODE

Le principe du GPS à différence de code, plus communément appelé GPS différentiel ; est de recueillir les informations reçues par chaque satellite au moyen d'une

Station, dont la position est parfaitement connue. Les corrections à apporter aux informations sont alors calculées par la station puis fournies aux récepteurs dont la position est inconnue.

Les informations de correction sont généralement transmises au

moyen d'un émetteur radio, afin d'être traitées en temps réel par le récepteur GPS. L'erreur de pseudo-distance peut ainsi être corrigée par le récepteur pour chaque satellite. Il est nécessaire de posséder un récepteur DGPS pour recueillir et démoduler les signaux de correction. Le récepteur DGPS sera alors connecté à un récepteur GPS à l'aide d'une liaison RTCM (voir figure ci-contre)

Le DGPS permet une précision de l'ordre de 10 mètres, avec une probabilité de 95%, dans un rayon d'une centaine de kilomètres, autour de l'émetteur. Le DGPS supprime la plupart des erreurs communes, il

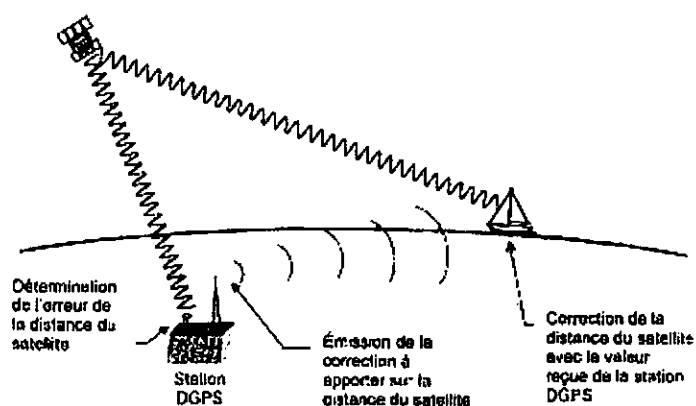


Figure 1-30. GPS à différence de code

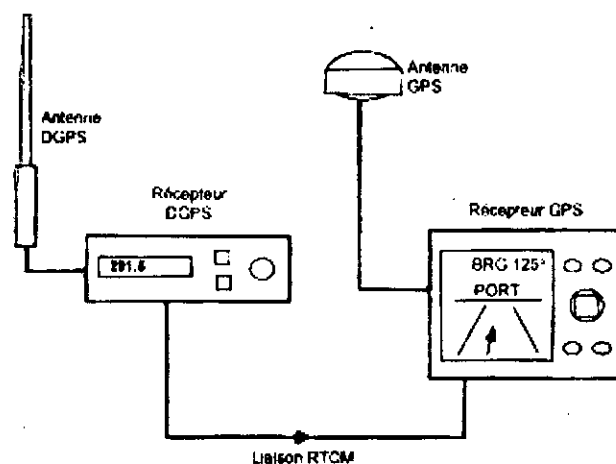


Figure 1-31. Liaison d'un récepteur DGPS

permet d'améliorer l'intégrité du système en corrigeant toutes les erreurs dues au mauvais fonctionnement d'un satellite. Ces erreurs peuvent n'être détectées et corrigées qu'au bout de plusieurs heures par les stations au sol : le satellite peut alors être déclaré invalide. Le DGPS corrige instantanément ces erreurs ou avertit le récepteur de ne pas utiliser les informations fournies par le satellite. Le DGPS permet dans certains cas d'utiliser des satellites déclarés invalides et d'améliorer ainsi le HDOP et le GDOP.

Le tableau 1-3 donne une idée de la précision obtenue par un GPS différentiel standard selon le HDOP. Il est important de savoir que ces valeurs ne sont données qu'à titre indicatif et dépendent essentiellement du système utilisé, de l'éloignement de l'émetteur différentiel et du récepteur GPS utilisé. Certains systèmes permettent d'obtenir une précision bien meilleure que les valeurs indiquées ici.

Valeur du HDOP	Précision (m)
1	2.5
2	5
3	7.5
4	10
6	15
8	20
12	30

Tableau 1-3. Précision caractéristique du DGPS en fonction du HDOP.

Les informations de corrections peuvent également être émises au moyen de satellites.

1-13-4. GPS A DIFFERENCE DE PHASE

La technique utilisée ici est assez différente de la précédente. Ce ne sont plus seulement les informations contenues dans le signal des satellites qui sont utilisées, mais le décalage du signal lui-même entre un point de référence et le point de mesure. Cette technique sert principalement pour les relevés topographiques et remplace ainsi les anciennes méthodes de relèvement.

Cette méthode permet de mesurer deux points éloignés jusqu'à 30 kilomètres avec une précision comprise entre un millimètre et un centimètre, suivant les appareils utilisés. Au delà de 30 kilomètres, les délais introduit par l'ionosphère risquent de ne plus être suffisamment corrigés.

Cette mesure doit être statique ; il n'est en effet pas possible d'effectuer un relevé si le récepteur est mobile. Un seul satellite est utilisé et plusieurs mesures sont effectuées à différentes positions du satellite. La position exacte en est déduite par le calcul. Une plus grande précision implique l'emploi de plusieurs stellites.

Généralement, les informations sont simplement enregistrées, puis traitées sur un ordinateur puissant qui les compare avec celles du lieu de référence.

Le traitement en temps réel des informations permet d'obtenir une précision de l'ordre de centimètres. Cette technique nécessite cependant des liaisons de données à très haut débit de type QPSK, des récepteurs de bonne qualité est un traitement intégré très poussé. Le prix de ces appareils reste toujours très élevé.

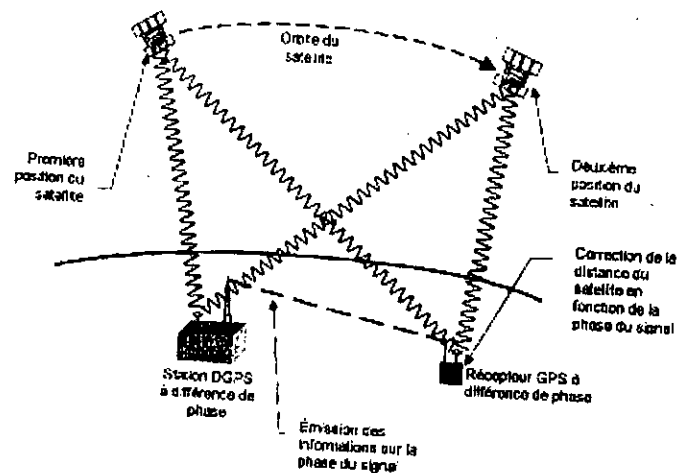


Figure 1-32. GPS à différence de phase

1-13-5. PSEUDO -SATELLITES

Les pseudo - satellites, appelés également « pseudolite », ne sont pas réellement des émetteurs différentiels. Ils améliorent cependant très nettement la précision du système et relèvent une position en trois dimensions avec une grande exactitude. Ce sont des émetteurs terrestres qui transmettent les mêmes signaux que les satellites GPS.

Ces signaux ont l'avantage de ne pas être perturbés par leur passage dans l'ionosphère. Il n'est possible de capter les signaux provenant d'un pseudo -satellite que si l'émetteur est en vue directe. Ces signaux sont principalement destinés aux avions dans leur phase d'approche et d'atterrissage. Ces pseudo -stellites utilisant des numéros de PRN différents des satellites GPS, la plupart des récepteurs GPS ne sont pas capables de recevoir de tels signaux.

Les pseudo -satellites peuvent également transmettre des informations DGPS avec les informations de navigation standard. Les récepteurs doit alors être en mesure d'interpréter ces informations.

1-13-6. EMETTEURS GPS DIFFERENTIEL

Il existe de nombreux moyens pour transmettre les corrections des données fournies par les satellites. On distingue principalement les émetteurs DGPS locaux

(LDGPS ou LADGPS, Local Area Differential GPS), et les émetteurs DGPS à large couverture (WDGPS ou WADGPS, Wide Area Differential GPS).

Les informations de corrections transmises utilisent généralement le format défini par le standard RTCM SC-104 (Radio Technical Commission Marine). Les informations sont généralement émises à un rythme de répétition inférieur à 20 secondes. L'aviation civile utilise également le format RTCA DO-217 (Radio Technical Mission For Aeronautics) pour la phase d'approche et nécessite une grande précision. Pour pouvoir utiliser les informations fournies par les émetteurs DGPS, il est nécessaire de disposer d'un récepteur approprié aux ondes transmises. Une liaison de type série est alors connectée au récepteurs GPS. Celui-ci doit être capable de recevoir et d'interpréter les corrections provenant du récepteur DGPS. On dit alors que le récepteur GPS est compatible différentiel.

1-13-7. EMETTEURS DGPS LOCAUX (LDGPS)

Les émetteurs DGPS locaux peuvent être utilisés dans un rayon d'une centaine de kilomètres autour de l'émetteur. Leur portée se situe entre quelques kilomètres et 250 kilomètres. Les médias utilisés sont généralement les ondes hertziennes, dans les bandes GO, PO, FM ou VHF.

1-13-8. EMETTEURS DGPS A LARGE COUVERTURE (WDGPS)

Les émetteurs DGPS à large couverture sont généralement intégrés à un réseau. Plusieurs stations de contrôle réparties dans la zone de réception sont utilisées afin d'éliminer les erreurs locales (ionosphère, réflexions parasites, ...etc), seules les erreurs globales comme la précision des informations émises par les satellites sont corrigées et transmises. De ce fait, le WDGPS est généralement moins précis que le LDGPS.

Outre les émetteurs hertziens, les satellites géostationnaires sont également utilisés pour transmettre les informations WDGPS.

1-13-9. POST- TRAITEMENT

Lorsque le GPS n'est pas utilisé pour la navigation, mais par exemple pour effectuer des relevés de terrain, il est possible d'enregistrer les informations reçues de chaque satellite. En même temps et en un lieu dont la position est parfaitement connue, ces mêmes informations sont enregistrées. Un traitement informatique est effectué par la

suite en temps différé : une comparaison est établie entre les informations recueillies au point de relèvement et celle du point de référence.

Il est également possible d'enregistrer la pseudo -distance de chaque satellite ; on ne peut cependant pas enregistrer uniquement la position géographique calculée. Un récepteur GPS, capable de fournir les informations requises dans un format pouvant être utilisé par la suite, et donc indispensable. C'est généralement le format Rinex (Receiver Independent Exchange) qui est le plus utilisé pour recueillir et enregistrer ces informations. La plupart des récepteurs GPS courants ne fournissent pas ce genre d'informations.

La précision de cette méthode varie en fonction du type de récepteur utilisé, de la distance séparant le point de relèvement du point de référence et de mode d'acquisition qui peut être statique, « statique rapide », ou cinématique.

Le mode statique consiste à recueillir des informations au même endroit pendant plusieurs heures. La qualité de la mesure peut alors être de l'ordre du millimètre avec des récepteurs haute précision. Le mode « statique rapide » consiste à recueillir des informations en restant stationné pendant un temps variant de quelques minutes à une heure. Cette technique permet de lever plusieurs points dans la même journée, avec une précision de l'ordre du centimètre.

Le mode cinématique permet d'effectuer des relevés à partir d'un mobile. Grâce à lui, il est possible de relever par exemple le tracé d'une route ou les contours d'un terrain avec une précision de l'ordre de quelques centimètres. La plupart des traitements cinématiques nécessitent une initialisation statique, c'est-à-dire qu'il est nécessaire de rester quelques minutes sur le point de départ avant d'effectuer le relevé.

1-13-10. INTEGRITE APPOORTEE PAR LE DGPS

L'intégrité du système est largement améliorée par le GPS différentiel : tout les dysfonctionnement ou tout satellite défaillant est immédiatement détecté par la station de contrôle. Les corrections sont aussitôt transmises au récepteur DGPS puis au récepteur GPS. La correction apportée à chaque satellite est suffisamment efficace pour permettre l'utilisation d'un satellite déclaré hors service. Il est ainsi possible d'améliorer également la géométrie des satellites (GDOP) et donc la précision finale de la position.

1-14. LA CARTOGRAPHIE [3], [11], [15], [20]

Nous l'avons vue précédemment, le récepteur GPS détermine une position dans l'espace par rapport au centre de la terre, dans un système de coordonnées à trois dimensions, appelé ECEF. Or, ce système n'est pas directement exploitable pour retrouver une position sur une carte. A cet effet, le récepteur doit transformer cette information dans un système connu de l'utilisateur, c'est-à-dire en longitude, latitude et altitude ou tout autre système lui permettant de se repérer. Ce système est appelé système géodésique (datum). Cette opération peut être source de nombreuses erreurs, afin de bien comprendre à quoi correspond l'information de positionnement que nous fournit un récepteur GPS, il est important de définir au préalable le système géodésique.

1-14-1. SYSTEMES GEODESIQUES

Toute position terrestre est mesurée par rapport à des lignes imaginaires tracées sur la terre. Ces lignes sont appelées lignes de longitudes et lignes de latitudes. Un système géodésique définit l'endroit précis où passent ces lignes imaginaires sur la terre.

La figure ci-contre montre une position définie dans un système géodésique.

Les coordonnées en trois dimensions sont fournies par la longitude, la latitude et l'altitude.

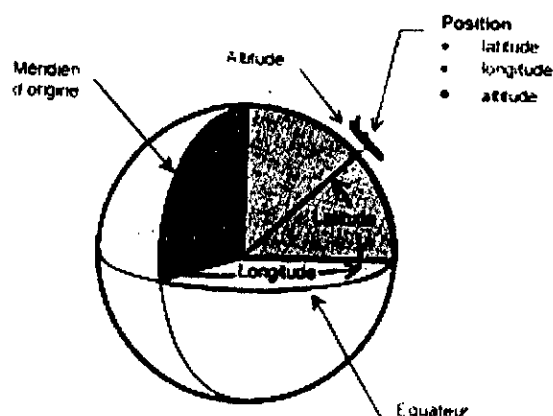


Figure 1-33. Coordonnées géodésiques

1-14-2. MODELES GEOMETRIQUES TERRESTRES

Pour définir les lignes de longitude et de latitude, il est important d'avoir un modèle précis de la terre. Tout serait très simple si celle-ci était une sphère parfaite et si la gravité était identique partout. Or, la terre ressemble plutôt à un ellipsoïde assez irrégulier et la gravité varie d'un lieu à un autre. Le niveau de la mer varie de près de deux cents mètres selon les endroits du globe.

1-14-2-1. ELLIPSOÏDE DE REFERENCE TERRESTRE

Un ellipsoïde se définit par le demi- grand axe ou rayon équatorial, noté « a », et le demi- petit axe ou rayon polaire, noté « b » (figure ci- contre).

L'aplatissement de l'ellipsoïde, noté « f », est définie par la

formule, $f = \frac{a-b}{a}$. On utilise

généralement les paramètres « a » et « 1/f » pour définir un ellipsoïde.

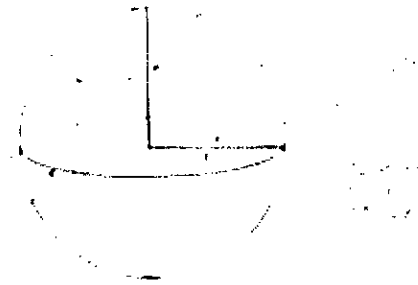


Figure 1-34. Paramètres de l'ellipsoïde

Il est possible, à partir d'observations locales, de déterminer les paramètres de l'ellipsoïde. Cependant, l'ellipsoïde ainsi défini n'est valable que localement car il dépend de phénomènes comme la variation locale de la gravité. Il existe donc des nombreux ellipsoïdes servent de référence aux divers systèmes géodésiques qui existent. Le tableau 1-4, répertorie quelques-uns des ellipsoïdes de référence les plus utilisés dans les systèmes géodésiques. Lorsque les satellites ont permis d'effectuer des mesures à l'échelle mondiale, il a fallu établir un ellipsoïde valable globalement. Cet ellipsoïde est positionné par rapport au centre de gravité de la terre. Les paramètres, d'abord définis par l'ellipsoïde WGS72, ont ensuite été affinés pour définir l'ellipsoïde de système géodésique mondial WGS84 (World Geodesic System of 1984), utilisé par le GPS.

Ellipsoïde	Demi- grand axe a (m)	Aplatissement 1/f
Bessel 1841	6377397.155	299.1528128
Clarke 1866	6378206.4	294.9786982
Clarke 1880	6378249.145	293.466021
Fisher 1968	6378150	298.3
GRS 80	6378137	298.257222101
International	6378388	297
WGS 72	6378135	298.26
WGS 84	6378137	298.257223563

Tableau 1-4. Ellipsoïdes de référence

1-14-2-2. MODELISATION DE LA SURFACE TERRESTRE (GOÏDE)

Un ellipsoïde représente le niveau moyen de la mer en tous les points du globe. Or, s'aperçoit que, dans la réalité, il existe des variations de niveau assez importantes d'un lieu à l'autre. Ainsi avec l'ellipsoïde WGS84, le niveau de la mer en Brest se trouve à une centaine, de mètres plus haut que le niveau de la mer de l'autre côté de l'Atlantique, à NEW YORK ; entre le sud de l'Inde et la nouvelle Guinée, la différence est supérieure à 150 mètres. Ces différences de niveau sont dues à des variations locales de la gravité, ainsi qu'à d'autres effets tels que la force centrifuge exercée par la rotation de la terre. Ces variations sont modélisées à l'aide d'un goïde.

Un goïde indique le niveau moyen réel de toutes les mers et de tous les océans par rapport à l'ellipsoïde de référence (figure 1-35). Au milieu des terres, il présente le niveau que la mer aurait si l'on avait creusé un canal reliant ce point avec la mer. De nombreux systèmes permettent de modéliser le goïde de façon locale ou globale. Le GPS utilise le système géodésique WGS84, qui définit le niveau moyen des mers pour chaque région du globe.

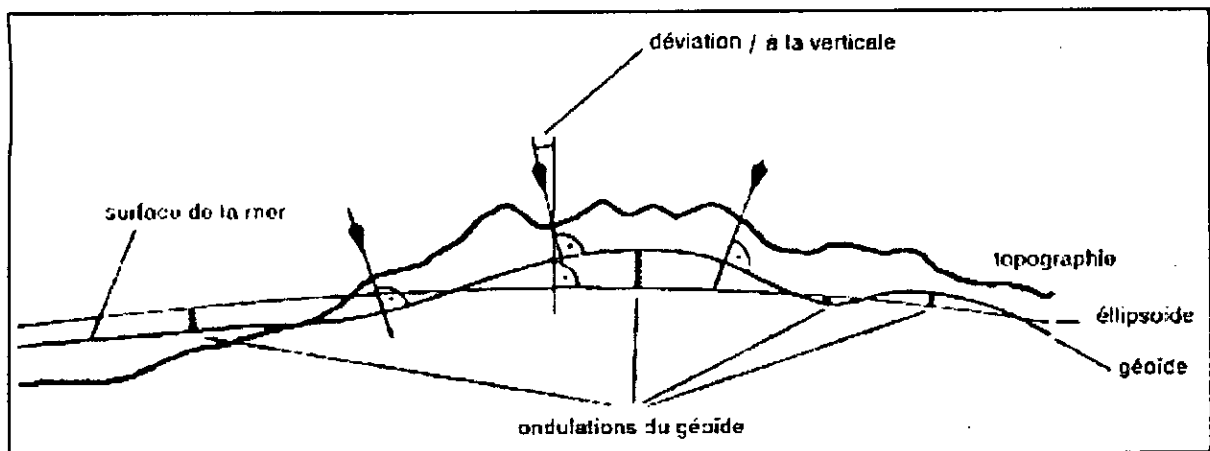


Figure 1-35. Modélisation de la surface terrestre.

1-14-3. LES DIFFERENTS SYSTEMES GEODESIQUES

Des centaines de systèmes géodésiques sont utilisés dans le monde. Depuis l'avènement du GPS, il a fallu les unifier pour n'en créer qu'un seul, utilisable dans le monde entier. Les positions données par le GPS sont donc référencées dans un système mondial, le système géodésique WGS84.

1-14-3-1. CONVERSION DE SYSTEMES GEODESIQUES

Si le GPS travaille naturellement dans le système WGS84, la plupart des récepteurs GPS sont capables d'effectuer une conversion et d'afficher une position dans un système géodésique quelconque. Des tables de corrections comportant de nombreux systèmes géodésiques sont intégrées au récepteur et sont d'une bonne précision, à condition que le bon système géodésique local soit sélectionné.

La conversion exacte d'un système géodésique à un autre système est assez complexe. Une conversion complète, c'est-à-dire conversion à des valeurs non approchées, nécessite sept paramètres de conversions : 3 paramètres de translation, 3 paramètres de rotation et un paramètre de facteur d'échelle.

Systèmes géodésiques	Ellipsoïde de référence	DX	DY	DZ
		mètres		
European 1950	International	-87	-98	-121
European 1979	International	-86	-98	-119
North American Datum 1927	Clarke 1866	-8	160	176
North American Datum 1983	GRS 80	0	0	0
NTF	Clarke 1880	-168	-60	320
Système géodésique 1949	International	84	-22	209
World Geodetic system 1972	WGS 72	0	0	-4.5
World Geodetic system 1984	WGS 84	0	0	0

Tableau 1-5. Paramètres des systèmes géodésiques les plus courants

Le tableau 1-5 répertorie quelques-uns des paramètres utilisés par le GPS pour la conversion du système géodésique couramment employés. Certains systèmes n'utilisant pas le méridien de Greenwich comme origine, nécessitent également un décalage de la longitude.

Il est intéressant de noter que les valeurs des paramètres de translation de système géodésique sont généralement des valeurs moyennes et varient suivant le lieu, notamment lorsque l'on s'écarte du centre de la zone considérée. Les paramètres DX, DY et DZ peuvent également être désignés par TX, TY et TZ ; les paramètres de translation de l'ellipsoïde sont notés soit DA et DF, soit TA et TF. Les récepteurs GPS n'utilisent généralement que 5 paramètres pour les calculs de translation de système géodésique, ce qui peut expliquer quelques imprécisions lorsque l'on passe du système WGS84 à un

autre système. Les récepteurs GPS mémorisent ces paramètres dans une table. Certains récepteurs permettent de définir un système géodésique propre à l'utilisateur en entrant manuellement les 5 paramètres de translation.

1-14-4. COORDONNEES

Une fois la position géographique définie dans un système géodésique, il est alors nécessaire de représenter ces coordonnées dans un système abordable par l'utilisateur. Si la latitude et la longitude sont les coordonnées généralement les plus connues et les plus utilisées, il existe d'autres possibilités pour représenter une position géographique.

1-14-4-1. LATITUDE ET LONGITUDE

La latitude est la position nord-sud mesurée par rapport à l'équateur. On a très rapidement appris à mesurer une latitude, puisque sa valeur peut directement être déterminée à partir de l'observation de la hauteur des astres par rapport à l'horizon. La latitude est indiquée en degrés par rapport à l'équateur. Une minute d'angle de latitude mesure un mille marin à l'équateur, soit environ 1852 mètres.

La longitude correspond à la position est-ouest mesurée par rapport à un méridien (figure 1-36). Contrairement à l'équateur, qui possède une signification physique, il n'existe pas de méridien doté d'une qualité remarquable. Un méridien d'origine a donc été défini de façon arbitraire, en l'occurrence le méridien de Greenwich,

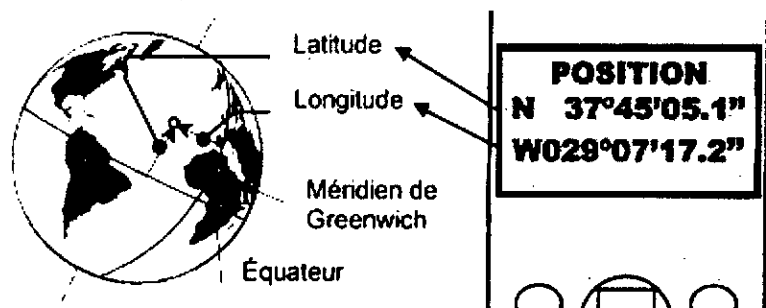


Figure 1-36. Coordonnées latitude et longitude

car c'est à partir d'observations astronomiques effectuées à l'observatoire de Greenwich que l'on a établi les premières tables destinées à calculer une longitude. La latitude et la longitude sont mesurées en angles. On utilise généralement les degrés pour mesurer ces angles. Les récepteurs GPS permettent généralement de choisir entre différents affichages de coordonnées. La figure 1-37 représente les mêmes coordonnées avec affichages différents.

N 37°45'05.1''	
W029°07'17.2''	Degrés, minutes et secondes
N 37°45.085'	
W029°07.287'	Degrés, minutes et fractions de minutes
N 37.75154°	
W029.12144°	Degrés et fractions de degrés

Figure 1-37. Affichage des coordonnées latitude et longitude.

Le système de coordonnées en latitude et longitude, s'il est efficace pour la navigation maritime ou aérienne, est très peu pratique pour la navigation terrestre lorsque l'on utilise des mesures en kilomètres. Le principal défaut de ce système est le suivant : la distance d'un degré de longitude n'est pas constante, mais varie suivant la latitude.

1-14-4-2. LE SYSTEME UTM

Afin de corriger les problèmes liés à l'utilisation des coordonnées en degrés, l'armée américaine a développé un nouveau système de cartographie. Ce système, qui utilise la projection transversale de Mercator afin de minimiser les déformations dues à la projection, est appelé système UTM (Universal Transverse Mercator).

Le système UTM est aujourd'hui largement répandu en cartographie car il possède de nombreux avantages. Il permet entre autres de s'affranchir de la variation de la longitude suivant la latitude.

Dans la projection de Mercator, les méridiens et parallèles sont représentés par des droites qui se coupent à angles droits. La projection se fait à partir de centre de la Terre, sur un cylindre tangent à l'équateur (figure 1-38 a), cette projection est la plus utilisée pour les cartes marines, car elle conserve bien les angles : les lignes droites sont des lignes d'azimut constant.

Elle maintient également assez bien les distances inférieures à 500 kilomètres pour les latitudes inférieures à 60° . Aux latitudes élevées, près des pôles, les distances sont fortement déformées.

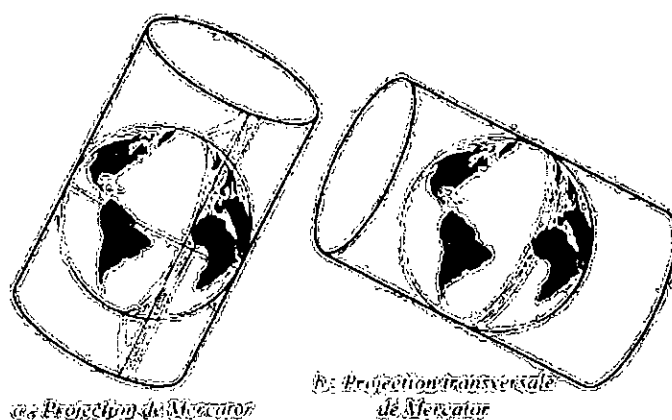


Figure 1-38. Projection de Mercator

Le mathématicien Carl Friedrich Gauss a perfectionné la projection de Mercator en modifiant les formules, et ce afin de rendre la projection parfaitement conforme (les déformations dues à la projection sont insignifiantes). On utilise également la projection Mercator-Gauss de façon transversale. Le cylindre sur lequel s'effectue la projection n'est plus tangent à l'équateur mais à un méridien (figure 1-38 b). La projection ainsi obtenue est d'une très grande

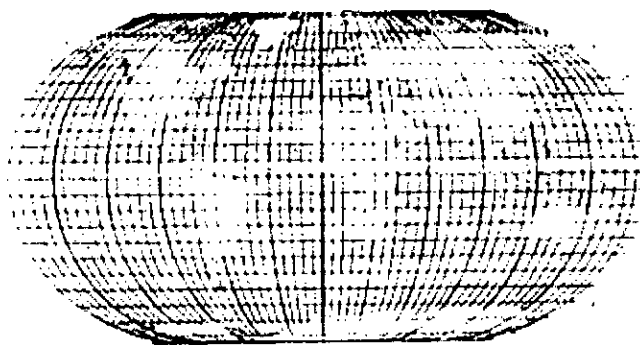


Figure 1-39. Système UTM

précision. On parle alors de projection transversale de Mercator.

Une bande, appelée fuseau et passant par les deux pôles, est ainsi définie. Dans le système UTM, la terre est découpée en 60 fuseaux de 6° chacun. Les fuseaux sont numérotés de 01 à 60, d'ouest en est, en partant du méridien de changement de date (longitude -180°).

Les fuseaux sont divisés en 20 bandes de 8° , s'étendant depuis le parallèle de 80° sud jusqu'au parallèle de 84° nord. Chacune de ces bandes est désignée par une lettre (figure 1-39). Ainsi, chaque zone UTM est représentée par un numéro et une lettre. L'Algérie est couverte par les zones 30S, 31S et 32S pour le nord, 29R, 30R, 31R, 32R et 33R pour le centre, et 31Q et 32Q pour le sud (figure 1-42). Il existe donc en théorie 600

zones UTM différentes. Cependant, pour des raisons pratiques, 3 zones UTM ont été supprimées : il s'agit des zones 32X, 34X et 36X.

A l'intérieur d'une zone UTM, les coordonnées sont définies en mètres. La longitude est déterminée par rapport au méridien central du fuseau, (figure 1-40). La latitude est mesurée en mètres par rapport à l'équateur. Pour les zones situées au sud de l'équateur, il faut ajouter 10 000 kilomètres à la valeur de la latitude.

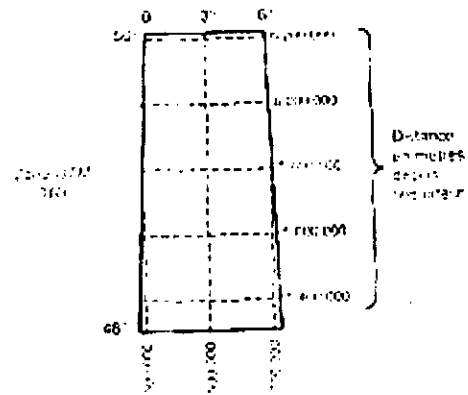


Figure 1-40. Exemple de la zone UTM

A titre d'exemple, les coordonnées UTM de Paris sont : 31U 0452200 5411400 (figure 1-41). Quelques zones ne respectent pas ce découpage régulier. La bande X au dessus de 72° de latitude nord est la seule à couvrir 14° de latitude.

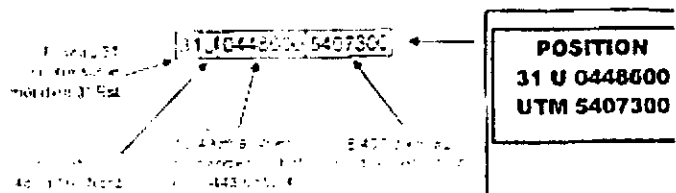


Figure 1-41. Coordonnées UTM de Paris

De nombreux récepteurs GPS autorisent l'affichage des coordonnées au format UTM. Cet affichage est plus facile à utiliser pour les cartes terrestres qui possèdent souvent une grille UTM. La figure 1-42 représente les zones UTM de l'Algérie.

Les régions polaires ne sont pas représentées par le système UTM. Il est nécessaire, pour les régions s'étendant au nord de 84° parallèle nord ou au sud du 80° parallèle sud, d'utiliser le système UPS (Universal Polar Stereographic).

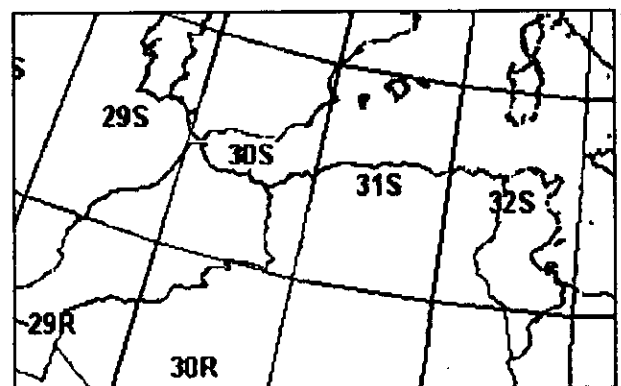


Figure 1-42. Zones UTM de l'Algérie.

1-15. RECEPTEURS GPS [3], [4], [17]

Une meilleure connaissance de ces caractéristiques nous permettra d'exploiter au mieux les fonctionnalités d'un récepteur GPS. On va voir dans ce qui suit, une description concernant les informations et les caractéristiques liées au récepteur, les plus importantes, et fournies par celui-ci.

1-15-1. POSITION

1-15-1-1. PRECISION DE LA POSITION

Suivant les algorithmes de positionnement utilisés par le récepteur, la précision de la position peut varier dans des proportions non négligeables, depuis la suppression du SA, c'est aujourd'hui le récepteur qui détermine la précision de la position fournie. Les constructeurs annoncent généralement une précision de l'ordre d'une quinzaine de mètres dans des conditions normales, c'est-à-dire lorsqu'il n'y a pas d'obstacle masquant les Satellites.

1-15-1-2. FORMAT D'AFFICHAGE

La position s'affiche dans de nombreux formats, selon l'utilisation et les pays. Il est très utile de pouvoir modifier l'affichage de la latitude et la longitude suivant les formats

- hddd.ddddd° : heures et fraction heure,
- hddd°mm.mmm' : heures, minutes et fraction de minute,
- hddd°mm'ss.s" : heures, minutes, secondes et fraction de secondes.

1-15-1-3. SYSTEMES GEODESIQUES

L'erreur produite par un mauvais choix du système géodésique peut dépasser un kilomètre. Il est donc très important que le récepteur puisse afficher la position dans le système géodésique employé par la carte utilisée.

Certains récepteurs autorisent la personnalisation du système géodésique. Cette fonction, très utile puisqu'elle permet d'utiliser des cartes de toutes provenances, elle doit être utilisée avec la plus grande prudence. Toute mauvaise valeur de coefficient introduite peut se traduire par des erreurs imprédictibles sur le terrain.

1-15-1-4. MOYENNE DE LA POSITION

Certains récepteurs permettent d'effectuer une moyenne de la position et d'améliorer ainsi la précision. Cette fonction nécessite que le récepteur reste immobile plusieurs minutes afin que l'amélioration de la précision soit significative. Ainsi, il est possible d'obtenir une position avec une précision de l'ordre de quelques mètres en laissant le récepteur immobile pendant une heure.

1-15-1-5. TEMPS POUR LA PREMIERE POSITION (TTFF)

Chaque fois qu'un récepteur se met en route, il doit s'assurer, avant de calculer la position, qu'il n'utilise que des informations et des éphémérides mis à jour récemment. Il doit également s'assurer qu'il n'utilise pas de nouvelles informations combinées avec d'autres plus anciennes. Un récepteur donc doit recevoir un certain nombre d'informations avant de pouvoir calculer une première position. Le temps nécessaire pour cette première position dépend essentiellement du temps écoulé depuis la dernière mise à jour des éphémérides, de la visibilité des satellites ainsi que de la qualité de récepteur.

Lorsqu'il a été éteint depuis moins de une heure, un bon récepteur effectuera une première position en quelques secondes seulement, si le ciel est bien dégagé. Cette information est généralement appelée « temps d'acquisition à chaud » dans les caractéristiques technique de l'appareil. Si, par contre, le récepteur a été éteint depuis plus de deux heures, il devra remettre à jour toutes les éphémérides des satellites qu'il utilise pour le calcul de la position. Dans ce cas, en fonction de la qualité du récepteur, le temps nécessaire pour la première position demande entre 30 secondes et 6 minutes « temps d'acquisition froid ». Ce temps dépend également de la visibilité des satellites. Lors du premier calcul, il est donc primordial que les satellites soient le moins masqués par des obstacles.

1-15-1-6. MISE A JOUR DE LA POSITION

Afin d'atteindre un niveau de confiance suffisant pour la position, l'affichage doit être remis à jour chaque seconde. Cependant, certains récepteurs possèdent un mode qui permet de mettre à jour la position à une cadence moindre (toutes les 2 à 5 secondes), afin d'économiser les piles et les batteries du récepteur. ce mode peut être utilisé lorsque les variations de la direction et de la vitesse sont peu importantes.

1-15-2. ALTITUDE

L'altitude est généralement affichée par tous les récepteurs dont l'utilisation n'est pas exclusivement maritime. La précision de cette information est toujours moins bonne que celle de la position.

1-15-2-1. MODE 2D ET 3D

Les GPS fonctionnent généralement en 3 dimensions, c'est-à-dire que le positionnement fournit également l'altitude. De nombreux récepteurs fonctionnent également en mode 2D avec une altitude fixe, par exemple au niveau de la mer. Ce mode permet au récepteur de fournir une position avec seulement 3 satellites visibles. Bien que généralement ce mode soit choisi automatiquement par le récepteur lorsqu'il ne possède pas suffisamment des satellites en vue, il est possible, sur certains récepteurs, d'indiquer l'altitude manuellement lorsque celle-ci est connue.

Il est important de savoir que tout changement d'altitude en mode 2D produira une erreur sur la position pouvant être plusieurs fois supérieure à l'erreur de l'altitude.

1-15-3. DIRECTION

Les indications concernant la direction sont les informations les plus utilisées en navigation. Elles permettent de se positionner par rapport à un ou plusieurs waypoint.

1-15-4. DISTANCE

Les informations de distances sont des fonctions très intéressantes fournies par tous les récepteurs GPS destinés à la navigation. Avec la direction, cette information permet de se positionner par rapport à un waypoint.

1-15-4-1. UNITES DE MESURE

La plupart des récepteurs permettent de sélectionner l'unité de distance. Généralement, il est possible de choisir entre le kilomètre, le mille marin (1852 mètres) ou le mille anglo-saxon (1592 mètres). Les unités des autres informations sont normalement modifiées en conséquence. Ainsi, lorsque l'affichage en kilomètres est sélectionné, la vitesse sera indiquée en kilomètres/heure et l'altitude en mètres. Si l'on opte pour un affichage en mille marin, la vitesse sera en nœuds et l'altitude

généralement en pieds. Certains récepteurs permettent toutefois de sélectionner les unités des informations indépendamment les unes des autres.

1-15-5. VITESSE

La vitesse de déplacement est calculée à partir du changement de position entre deux ou plusieurs mesures. Elle peut également l'être à partir de l'effet Doppler produit par les signaux reçus des satellites.

1-15-5-1. LIMITATION DE VITESSE

Le gouvernement américain oblige les fabricants de récepteurs GPS à limiter le fonctionnement de leurs appareils pour des vitesses supérieures à 900 nœuds (1 nœud vaut 1852 km/h). Certains fabricants avaient également limité la vitesse maximale de fonctionnement de leurs récepteurs non destinés à l'aviation.

1-15-6. HEURE ET DATE

Le GPS est aujourd'hui le moyen le plus simple pour obtenir l'heure avec une très grande précision. En fait, le principe du GPS est entièrement fondé sur l'heure maintenue avec une précision phénoménale.

L'heure exacte peut être déduite des signaux de quatre satellites. Lorsque l'altitude est parfaitement connue, seuls trois satellites sont nécessaires pour déterminer l'heure. Si la position est parfaitement connue, pour une station fixe par exemple, un seul satellite permet de déterminer l'heure exacte avec une erreur inférieure à une microseconde.

1-15-6-1. TEMPS GPS

Le temps GPS est référencé par rapport à un temps zéro. Ce temps zéro a été défini comme étant le 6 janvier 1980 à 0 heure. Les satellites transmettent, avec le message de navigation, le nombre de semaines écoulées depuis le temps GPS zéro, ainsi que le nombre de secondes écoulées (compris entre 0 et 604 800 secondes) depuis le début de la semaine en cours (défini comme étant le dimanche à 0 heure). Généralement, le temps GPS n'est pas affiché par les récepteurs GPS.

1-15-6-2. TEMPS UTC

Si, lors de l'établissement du temps GPS en 1980, celui-ci était strictement égal au temps universel appelé temps UTC (Universal Time Coordinate) (autrefois temps GMT), cela n'est plus vrai aujourd'hui. En raison des ralentissements de la terre, le temps UTC doit être périodiquement corrigé.

Lorsque une correction est requise, environ une fois tous les ans et demi, une seconde est alors ajoutée au temps UTC. Aujourd'hui, le temps UTC est en retard de plus de dix secondes par rapport au temps GPS. La différence entre le temps GPS et le temps UTC s'obtient grâce aux données transmises par les satellites. L'heure affichée par le récepteur GPS doit donc tenir compte du décalage entre le temps GPS et le temps UTC. La plupart des récepteurs GPS effectuent cette correction automatiquement, et affiche bien l'heure UTC.

1-15-6-3. HEURE AFFICHEE

Le microprocesseur du récepteur GPS chargé d'analyser les signaux des satellites contrôle également l'affichage. Cet affichage ayant une priorité inférieure à toutes les autres fonctions, les informations ne sont mises à jour qu'environ une ou deux fois par seconde. L'heure est donc généralement affichée avec une précision de l'ordre de une seconde.

1-15-7. MESSAGES ET ALARMES

Les alarmes permettent, après programmation, d'informer l'utilisateur d'une condition particulière. Les alarmes et messages peuvent être sonores, visuels ou les deux.

Bien que les alarmes équipent de plus en plus les récepteurs modernes, il est rare qu'un récepteur possède toutes les alarmes mentionnées ci-après. Il est bon de vérifier, lorsque l'on choisit un récepteur, qu'il possède bien les fonctions souhaitées.

1-15-7-1. ALARME D'APPROCHE

Lorsque l'on s'approche d'un waypoint, une alarme se déclenche généralement automatiquement. Il est normalement possible de sélectionner la distance à partir de laquelle l'alarme se déclenche.

1-15-7-2. ALARME HDOP.

Sur certains récepteurs, il est possible de déterminer un seuil maximal pour la valeur HDOP. Aussitôt que ce seuil sera atteint, une alarme se déclanchera indiquant que la précision fournie par l'appareil n'est pas suffisante. Bien qu'elle ne soit pas programmable, cette fonction est généralement fournie par la majorité des récepteurs. Lorsqu'un niveau pré-programmé de HDOP est atteint, l'appareil affiche un message indiquant que la couverture des satellites n'est pas satisfaisante et que la précision risque de ne pas être suffisante. Ce seuil est souvent fixé par les fabricants de récepteurs GPS à une valeur HDOP de 12.

1-15-8. WAYPOINT

Le waypoint est une notion essentielle pour tous les récepteurs GPS destinés à la navigation. Si le récepteur ne comporte aucun waypoint mémorisé, il n'est pas possible de lui spécifier une destination. Les seules indications de navigation disponibles seront alors la position, la direction et la vitesse de déplacement.

Il est à noter que certains fabricants de GPS appellent les waypoints des landmarks. Les waypoints sont également appelés « points tournants », « points de route », « points mémorisables » ou « points désignés ».

1-15-9. INFORMATIONS GENERALES

Outre les fonctions de positionnement et de navigation, le récepteur est susceptible d'afficher des informations telles que :

- le mode courant du récepteur : positionnement 2D ou 3D, acquisition des satellites, recherche du ciel, mode différentiel, etc. ;
- la valeur du PDOP, HDOP ou GDOP ;
- une vue d'ensemble des satellites visible ;
- le nombre et le numéro des satellites reçus ;
- la puissance des signaux émis par chaque satellite ;

1-15-10. RECEPTEURS SEQUENTIELS ET PARALLELES

Il existe deux catégories de récepteurs, les Récepteurs séquentiel, appelés encore multiplexés, et les récepteurs à canaux parallèles, ou multicanaux. Les récepteurs séquentiels ne possèdent qu'un seul canal pour la réception des signaux en provenance des divers satellites. Comme il ne leur est pas possible de recevoir les signaux de

plusieurs satellites en même temps, ces récepteurs utilisent l'unique canal pour traiter, tour à tour, les signaux de chaque satellite.

Aujourd'hui, les progrès techniques permettent de construire des récepteurs à canaux parallèles de moins en moins coûteux et de moins en moins consommateurs d'énergie. Cette technologie devrait très rapidement s'imposer.

1-15-10-1. NOMBRE DE CANAUX

Le nombre de canaux influe directement sur les performances du récepteur. Plus ce nombre est important, plus le récepteur sera capable de maintenir le suivi des satellites. Les récepteurs à douze canaux parallèles sont les plus performants puisqu'ils permettent de suivre en permanence tous les satellites visibles. Lorsque le nombre de satellites visibles est inférieur à douze, les canaux non utilisés sont désactivés afin de diminuer la consommation électrique.

1-15-11. ANTENNE

L'antenne est un élément indispensable pour les récepteurs GPS. Elle peut être intégrée au récepteur, donc invisible, connectée à l'extérieur du récepteur ou encore déportée lorsqu'il s'agit d'un récepteur fixe.

Les récepteurs à antenne intégrée sont plus légers et moins fragiles. Cependant, ce type d'antenne est moins performant que les antennes extérieures. De plus, il n'est souvent pas possible d'y connecter une antenne extérieure afin d'améliorer la réception dans des conditions difficiles.

1-15-12. INTERFACE

Si l'on souhaite connecter le récepteur à d'autres instruments ou à un micro-ordinateur, il est indispensable que celui-ci soit équipé d'une interface au standard NMEA-0183. Une connexion dotée du protocole RTCM SC-104 est nécessaire si l'on souhaite connecter un récepteur DGPS.

1-15-13. AUTRES CARACTERISTIQUES

Outre celles déjà citées, chaque récepteur possède d'autres caractéristiques à ne pas négliger, suivant l'utilisation à laquelle il est destiné. Les plus intéressantes sont :

- récepteur étanche, certains récepteurs portables sont simplement résistants aux projections d'eau ;

- récepteur différentiel. Certains récepteurs en intègrent dans le même boîtier ;
- récepteur ayant une mémoire non volatile. Ces récepteurs présentent l'avantage de ne pas perdre les waypoints ou toute autre information mémorisée par le récepteur après l'usure des piles ou des batteries, ou lorsque celles-ci ont été retirées.

1-15-14. LES RECEPTEURS PPS

Les récepteurs PPS ne sont disponibles que pour l'armée américaine et pour leurs alliés, ils possèdent une clé qui permet de décrypter les signaux PPS. En outre, ils contiennent des fonctions spécifiques, telles que l'effacement rapide et complet de toutes les données du récepteur. Et ce afin de ne pas fournir des informations vitales, comme la position des bases ou des camps en cas de capture par l'ennemi.

1-15-15. MODELES DE RECEPTEURS DEJA EXISTANTS :

Après avoir discuté sur les caractéristiques et les principales informations fournies par un récepteur GPS, nous allons voir maintenant, quelques exemples de récepteurs GPS existant.

1-15-15-1. LE COÛT DES RECEPTEURS GPS

Un récepteur grand public servant à la navigation sera doté uniquement de la capacité de mesure de la pseudo distance non précise sur une seule longueur d'onde. On trouve de tels récepteurs à partir de 1500 FF. A l'opposé, les récepteurs bi- fréquence, dotés des capacités de mesures sur les deux pseudo-distances et sur les deux ondes porteuses, coûtent jusqu'à 150000 FF. Il existe une catégorie intermédiaire de récepteurs, qui permettent un positionnement relativement précis sans être trop onéreux. Ce sont les récepteurs mono fréquence, qui ne mesurent que la pseudo distance et la phase d'une seule des deux ondes GPS.

1-15-15-2. QUELQUES MODELES DE RECEPTEURS GPS

Il existe plusieurs types de récepteurs qui se différencient par :

- ❖ Leur capacité d'E/S ;
- ❖ Le nombre de fréquences qu'ils peuvent recevoir (L_1 et L_2) ;
- ❖ Le nombre de codes qu'ils savent traiter (C/A, P) ;

- ❖ Le nombre de satellites qu'ils savent simultanément poursuivre ;
- ❖ Les traitements qu'ils effectuent (code et / ou phase) ;
- ❖ La capacité supporter les corrections différentielles temps réel ;
- ❖ Leurs interférence utilisateur, packaging et consommation.

1. SILVA

Le modèle Silva XL1000 est un récepteur GPS à cinq canaux. Il peut être décrit comme un outil d'aide à la navigation et au positionnement de base. A ce titre, il ne constitue pas un instrument de précision pour dresser des cartes ou des plans techniques. La précision annoncée en planimétrie est de 100 m dans 95 % des cas (25 m sans l'altération du signal par le DOD) et en altitude cette précision est inférieure à 100 m. Certains offrent même des solutions différentielles par post processing.

2. TRIMBLE

Le modèle Trimble est un récepteur GPS permettant la correction des coordonnées en temps réel grâce à l'acquisition d'un signal différentiel. Ce type d'appareil est donc muni d'une antenne pour la réception des corrections qui lui permettent de fonctionner en mode différentiel. Les grands avantages de ce type de configuration sont liés à l'extrême flexibilité d'utilisation (mode différentiel sans station pivot à installer) couplée à une précision intéressante et un encombrement réduit. Au coût du récepteur, il faut ajouter un abonnement, généralement annuel, à un service fournisseur du signal de correction. Cet abonnement est fonction de la précision désirée.

3. LEICA - SR 9500 (CODE ET PHASE)

Le Leica SR 9500 est un récepteur GPS bi- fréquences à 12 canaux. Il peut être décrit comme un outil DGPS professionnel permettant de nombreuses techniques de levés. Le SR 9500 peut être employé aussi bien pour des applications statiques que dynamiques. La précision annoncée est de 5 mm. Son fonctionnement en différentiel peut se faire aussi bien en post processing qu'en temps réel. Le coût d'un équipement de ce type est de 2 millions de FB pour la station pivot et le récepteur mobile.

1-16. CONCLUSION

Il nous a semblé important avant d'aborder la conception de notre récepteur GPS de présenter le système GPS sous ses différents angles à commencer par son origine, ses concepts, ces développements et son exploitation. Même si cette présentation s'est avérée un peu longue, elle nous a semblé cependant importante vu la variété de notions à maîtriser. Nous allons aborder dans le chapitre qui suit la composition d'une balise embarquée dans un satellite ; source primaire du signal GPS.

Chapitre II: Les Signaux GPS

2-1. INTRODUCTION

La première partie de notre mémoire nous a montré la constitution d'un système GPS, on va aborder dans ce qui suit une description détaillée de l'ensemble des signaux ainsi que l'ensemble des informations qu'ils contiennent. On déduira par la suite les techniques de mesure de position les plus utilisées.

2-2. SIGNAL SATELLITE [1], [3], [5], [7], [13], [27] [28], [30]

Le signal émis par chaque satellite est la résultante d'un ensemble d'opérations, représenté sur la figure suivante :

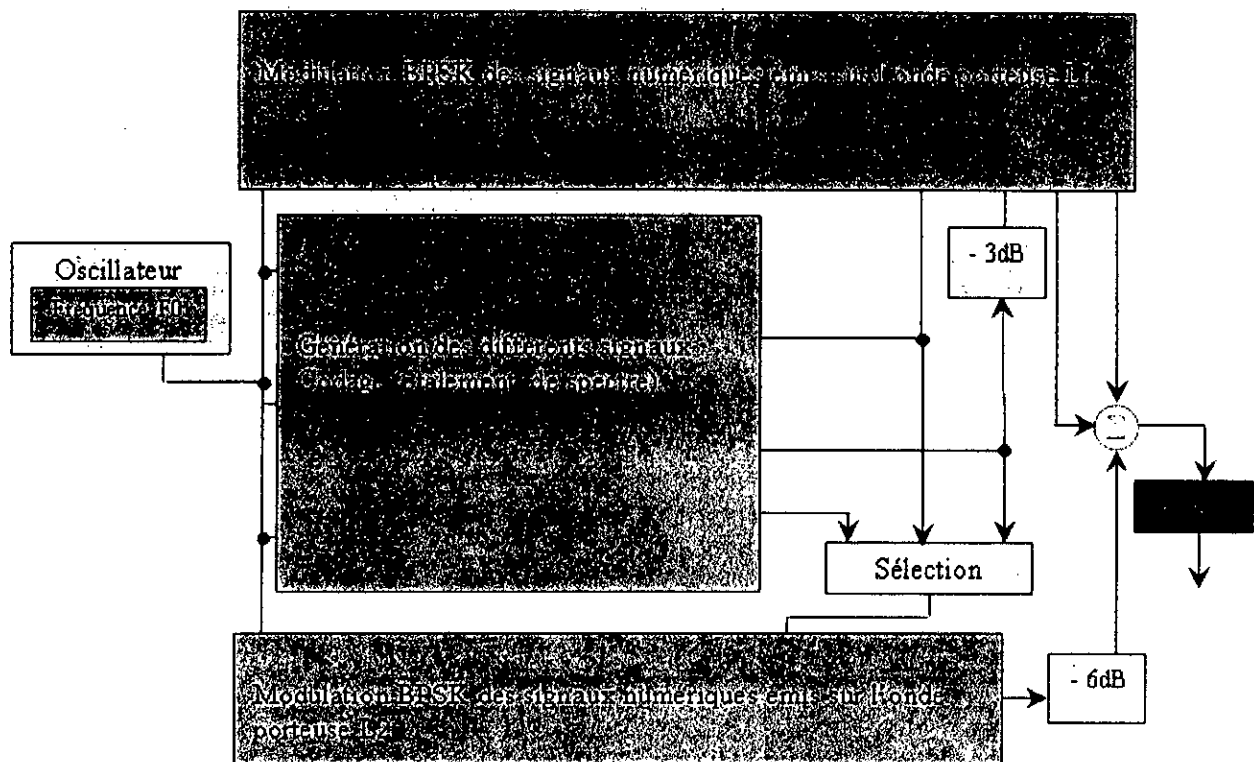


Figure 2-1. Fonctions de base réalisées par l'émetteur.

Ce diagramme montre les deux fonctions de base réalisées par chaque satellite :

- la génération des signaux numériques contenant le message de navigation
- la modulation des signaux numériques en BPSK

2-2-1. STRUCTURE DU SIGNAL

Chaque satellite GPS émet en SHF deux ondes porteuses dans la bande L :

- L₁ à 1575.42 MHz ;
- L₂ à 1227.60 MHz.

Ces fréquences sont générées à partir d'une horloge embarquée de grande stabilité (10^{-13} à 10^{-14} par jour pour les horloges au césium) fournissant une fréquence fondamentale à 10.23 MHz (figure 2-2).

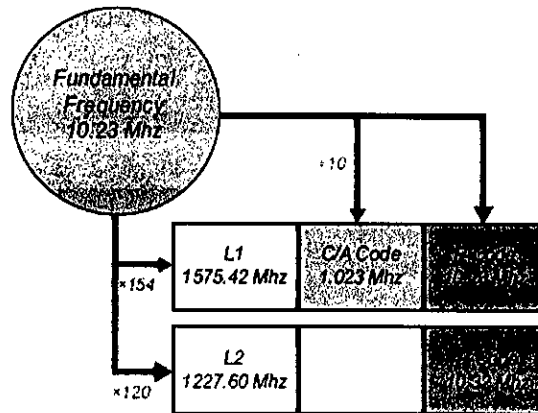


Figure 2-2. La structure du signal GPS.

Ces porteuses L_1 et L_2 sont modulées en phase (PSK), ce qui permet au satellite d'envoyer :

- un message qui comporte, entre autres, les éphémérides du satellite, c'est-à-dire les éléments képlériens de l'orbite et leurs variations en fonction du temps, des coefficients de modèle ionosphérique, l'état de santé des satellites, les paramètres d'horloge, l'écart entre le temps GPS et le temps UTC-USNO (US Navy Observatoty), etc ...
- des codes pseudo- aléatoires dits PRN (Pseudo Random Noise).

Il existe deux types de codes :

- le code C/A ou Coarse Acquisition code, sur L_1 ;
- le code P ou Precision code sur L_1 et L_2 .

Le C/A est accessible à tout utilisateur ; il définit le service SPS (Standard Positioning Service). Le code P est réservé à l'armée américaine et à certains utilisateurs autorisés, l'accès à ce code est protégé par des clés de protection AS (Anti-spoofing) ; il définit le service PPS (Precise Positioning Service).

2-2-2. CODES PSEUDO- ALEATOIRES

Les séquences pseudo- aléatoires très souvent utilisées dans les systèmes de télécommunication à spectre étalé, sont générées par des registres à décalage rebouclés sur eux-mêmes par une réaction convenable.

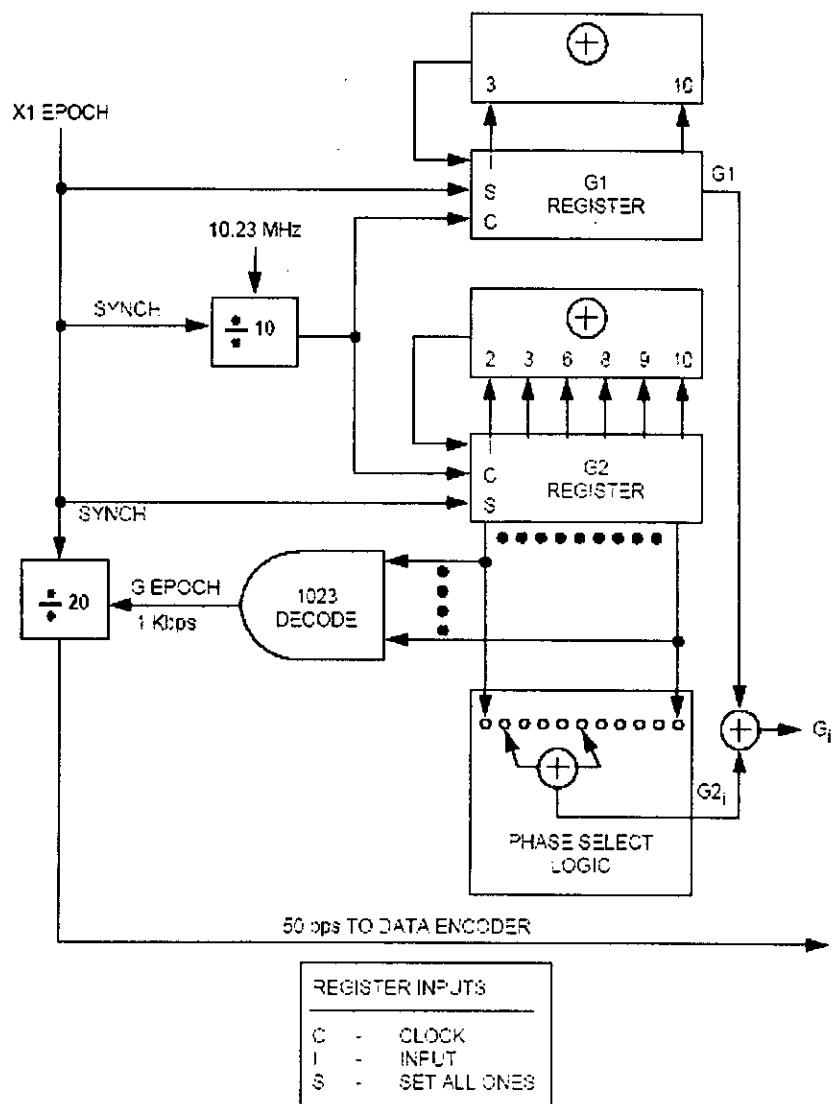


Figure 2-3. Générateur du code C/A.

2-2-2-2. CODE P (PRECISE CODE)

La génération du code P est plus complexe (figure 2-4) mais suit les mêmes principes que celle du code C/A. Quatre registres de douze étages sont nécessaires pour la création de ces codes ; deux registres X_{1A} et X_{1B} sont combiné par leur somme modulo 2 pour produire un code X_1 , chacun des registres de base ayant un cycle court de 4092 et 4093 éléments et produisant une période de 1.5 s composée de 15 345 000 éléments.

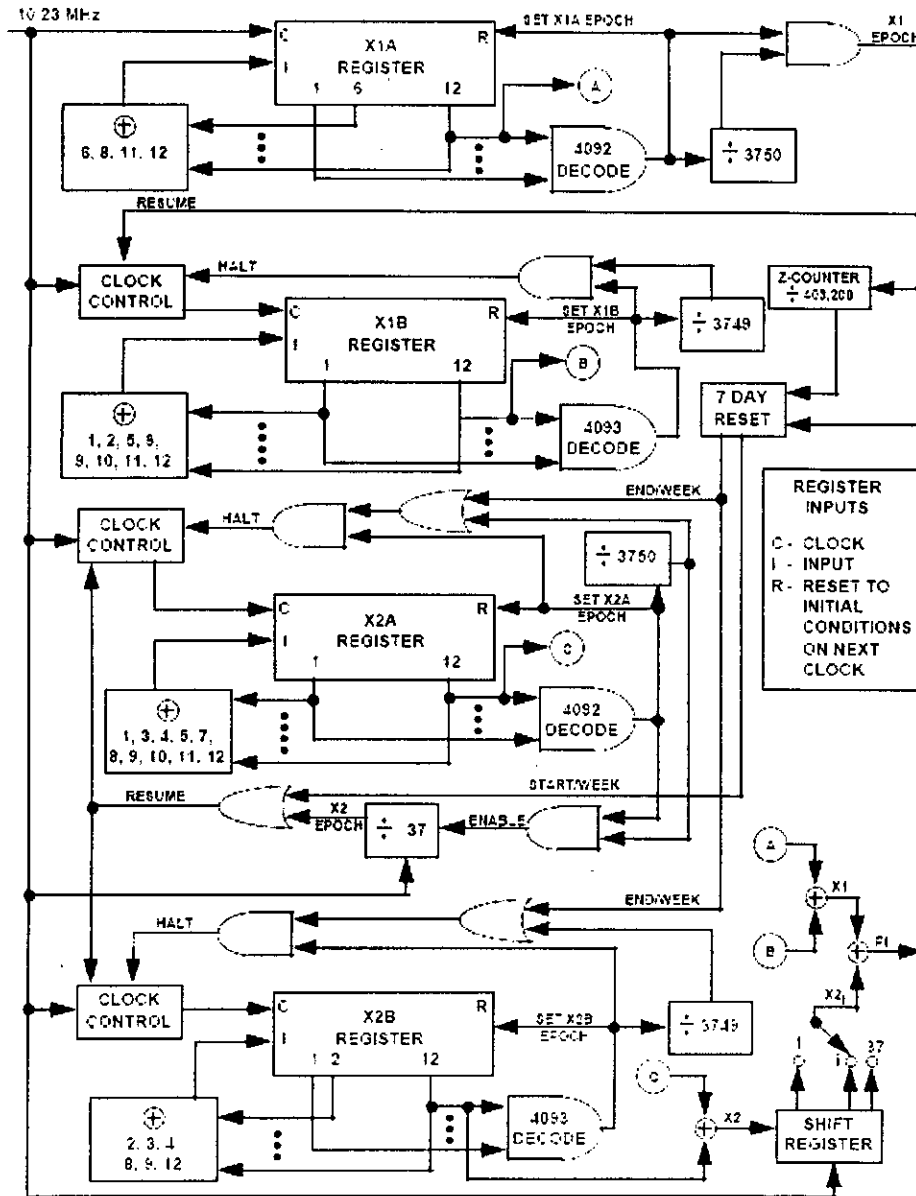


Figure 2-4. Générateur du code P(Y)

Les polynômes générateurs sont :

$$X_{1A} = 1 + x^6 + x^8 + x^{11} + x^{12}$$

$$X_{1B} = 1 + x + x^2 + x^5 + x^8 + x^9 + x^{10} + x^{11} + x^{12}$$

X_{1A} est initialisé par le vecteur 001001001000. et X_{1B} est initialisé par le vecteur 010101010100.

Deux autres registres X_{2A} et X_{2B} forment un code X_2 :

$$X_{2A} = 1 + x + x^3 + x^4 + x^5 + x^7 + x^8 + x^9 + x^{10} + x^{11} + x^{12}$$

$$X_{2B} = 1 + x^2 + x^3 + x^4 + x^8 + x^9 + x^{12}$$

Les codes X_1 et X_2 sont ensuite combinés par leur somme modulo 2 après avoir décalé X_2 par rapport à X_1 d'un nombre de moments caractéristiques de chaque satellite.

2-2-3. MESSAGE DE NAVIGATION

2-2-3-1. STRUCTURE DU MESSAGE

Le message de navigation est une suite de données binaires transmises en mode série à 50 bit/s sur les deux porteuses L_1 et L_2 .

La structure du message (figure 2-5) est composée de 25 trames, chaque trame contient 1500 bits, elle est composée de cinq sous- trames contenant chacune 300 bits.

Chaque sous trame contient 10 mots de 30 bits et le bit le plus significatif est émis en premier. Les informations contenues dans les sous- trames 1 à 3 ne changent pas en générale d'une trame à l'autre et les sous- trames 4 et 5 contiennent des informations organisées en « pages » qui sont sous- commandées 25 fois chacune. Ainsi, l'émission complète d'un message de données nécessite l'émission de vingt-cinq trames et dure 12.5 minutes. Les sous- trames 1, 2 et 3 et chaque page des sous- trames 4 et 5 contiennent un mot de télémessure et un mot de cession. Ce dernier est suivi de huit mots de données. Chacun des mots de chaque trame contient la parité.

2-2-3-2. CONTENU DU MESSAGE

Chaque sous trame contient un type d'information. La sous trame 1 contient les coefficients décrivant le comportement des horloges, différents paramètres concernant la précision et la santé des satellites ainsi que l'âge des données (figures 2-6 (a)..(k)).

Les sous- trames 2 et 3 contiennent les paramètres de l'orbite des satellites permettant de calculer la position du satellite sur celle-ci : ce sont les éphémérides du satellite.

La sous trame 4 possède des informations utiles seulement 10 et 25 pages. Ces pages contiennent :

- les paramètres d'un modèle ionosphérique ainsi que le raccordement au temps UTC ;
- les paramètres indiquant pour chaque satellite si le code P (precise code) est encrypté ;
- les codes « santé » des satellites ainsi que les almanachs (éphémérides grossières) des satellites compris entre 25 et 32 ;
- les autres pages réservés pour contenir les informations qui pourraient être ultérieurement diffusés.

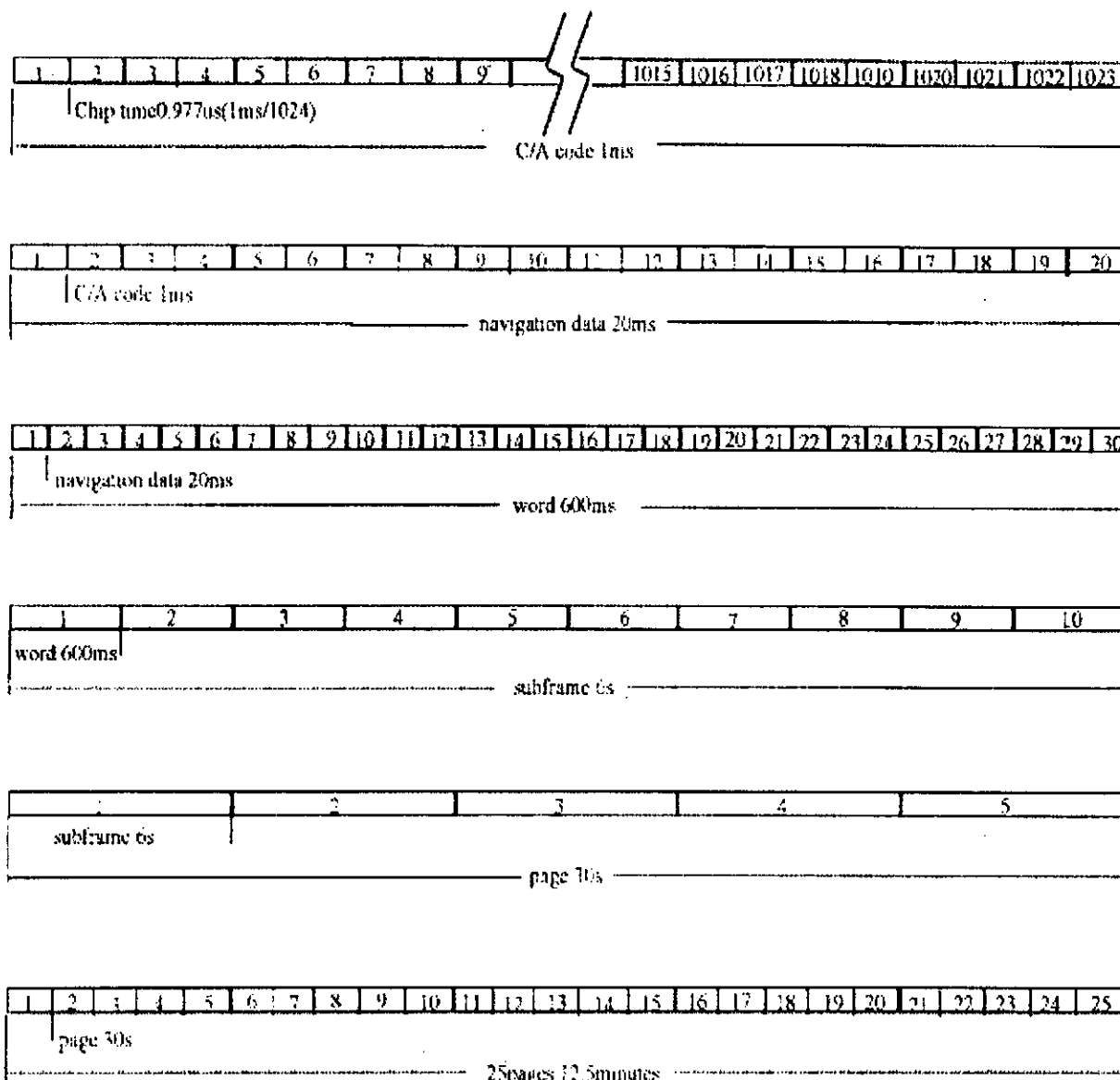


Figure 2-5. Structure du message de navigation

La sous trame 5 contient les almanachs de vingt-quatre satellites formant actuellement la constellation. Ces almanachs sont utiles pour déterminer la position grossière de chaque satellite. Ils facilitent l'acquisition du signal ils permettent d'effectuer les prévisions de passage. Grâce à ces pages, dès qu'un satellite est poursuivi, l'acquisition du signal des autres satellites s'en trouve facilitée.

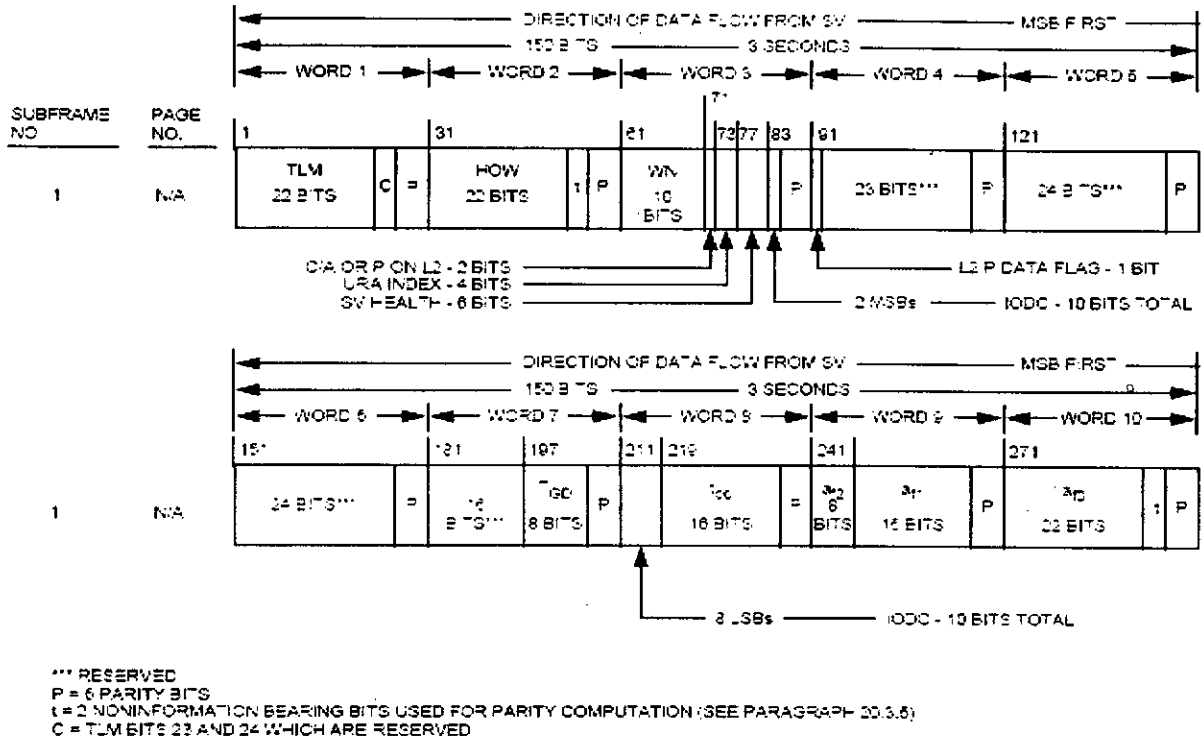


Figure 2-6 (a). Signification des bits du signal NAV.

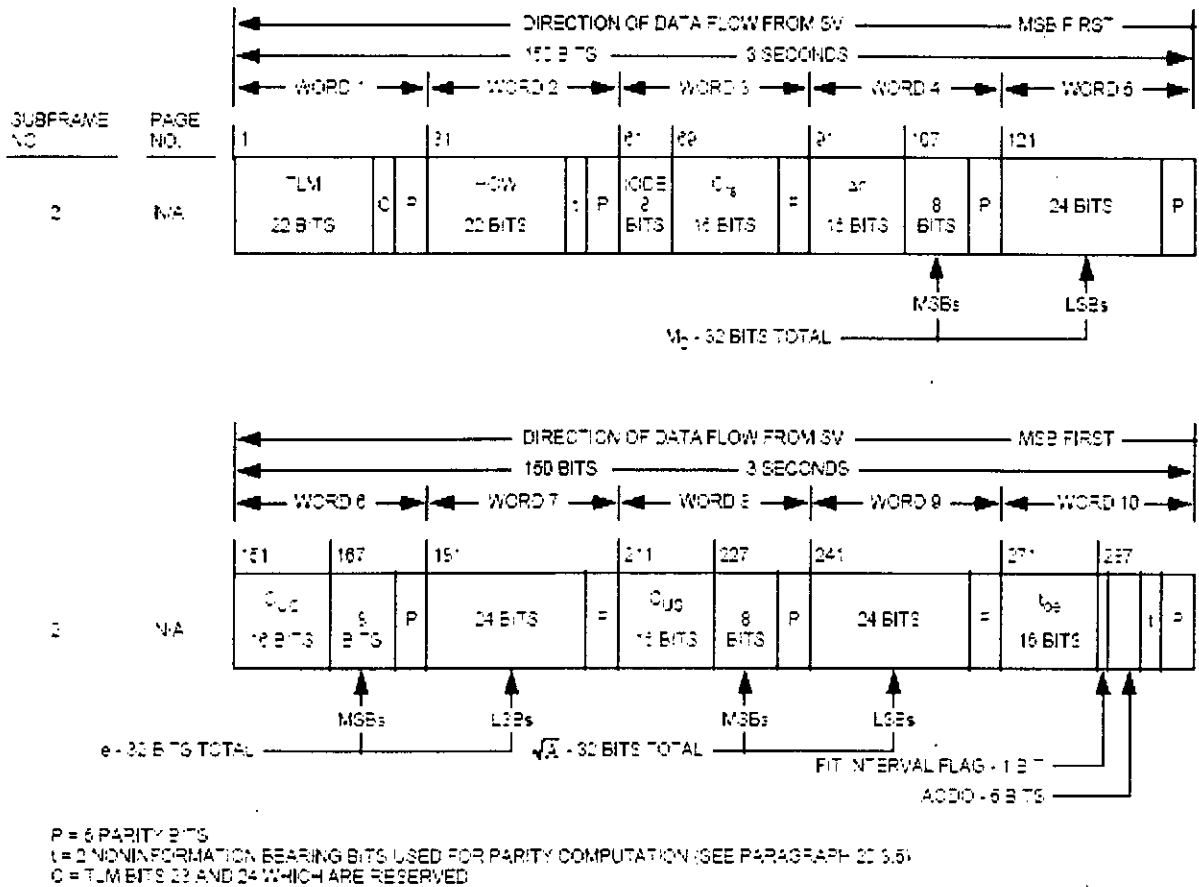
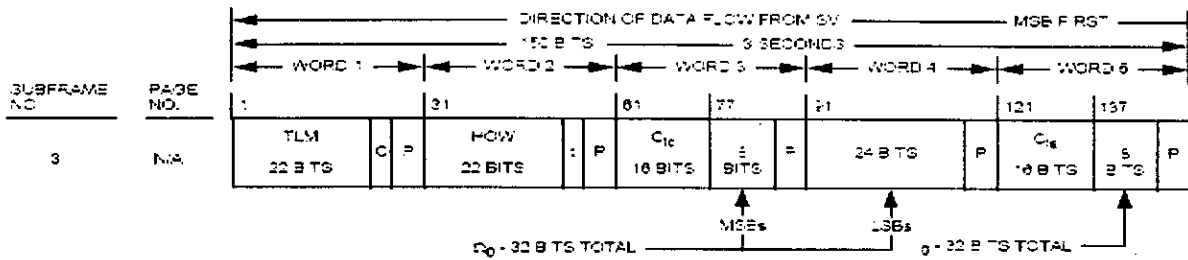
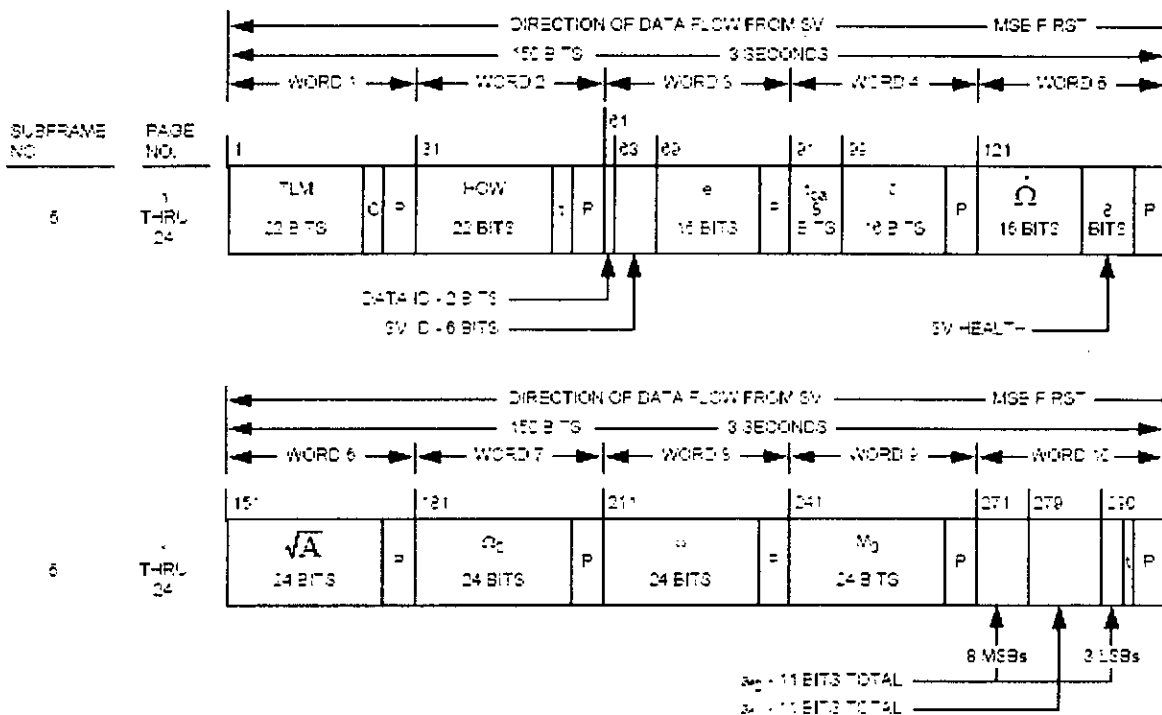


Figure 2-6 (b). Signification des bits du signal NAV.



P = 5 PARITY BITS
 L = 2 NONINFORMATION BEARING BITS USED FOR PARITY COMPUTATION (SEE PARAGRAPH 2.3.6)
 C = TLM BITS 23 AND 24 WHICH ARE RESERVED

Figure 2-6 (c). Signification des bits du signal NAV.



P = 5 PARITY BITS
 L = 2 NONINFORMATION BEARING BITS USED FOR PARITY COMPUTATION (SEE PARAGRAPH 2.3.6)
 C = TLM BITS 23 AND 24 WHICH ARE RESERVED
 NOTE: PAGES 2, 3, 4, 5, 7, 8 & 10 OF SUBFRAME 4 HAVE THE SAME FORMAT AS PAGES 1 THROUGH 14 OF SUBFRAME 5

Figure 2-6 (d). Signification des bits du signal NAV.

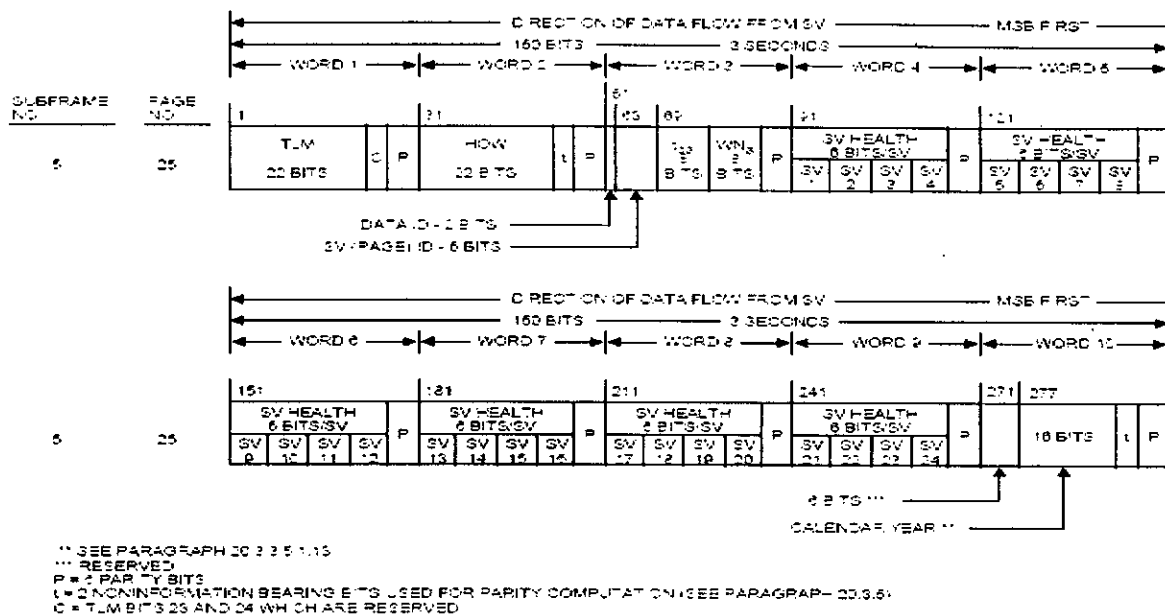


Figure 2-6 (e). Signification des bits du signal NAV.

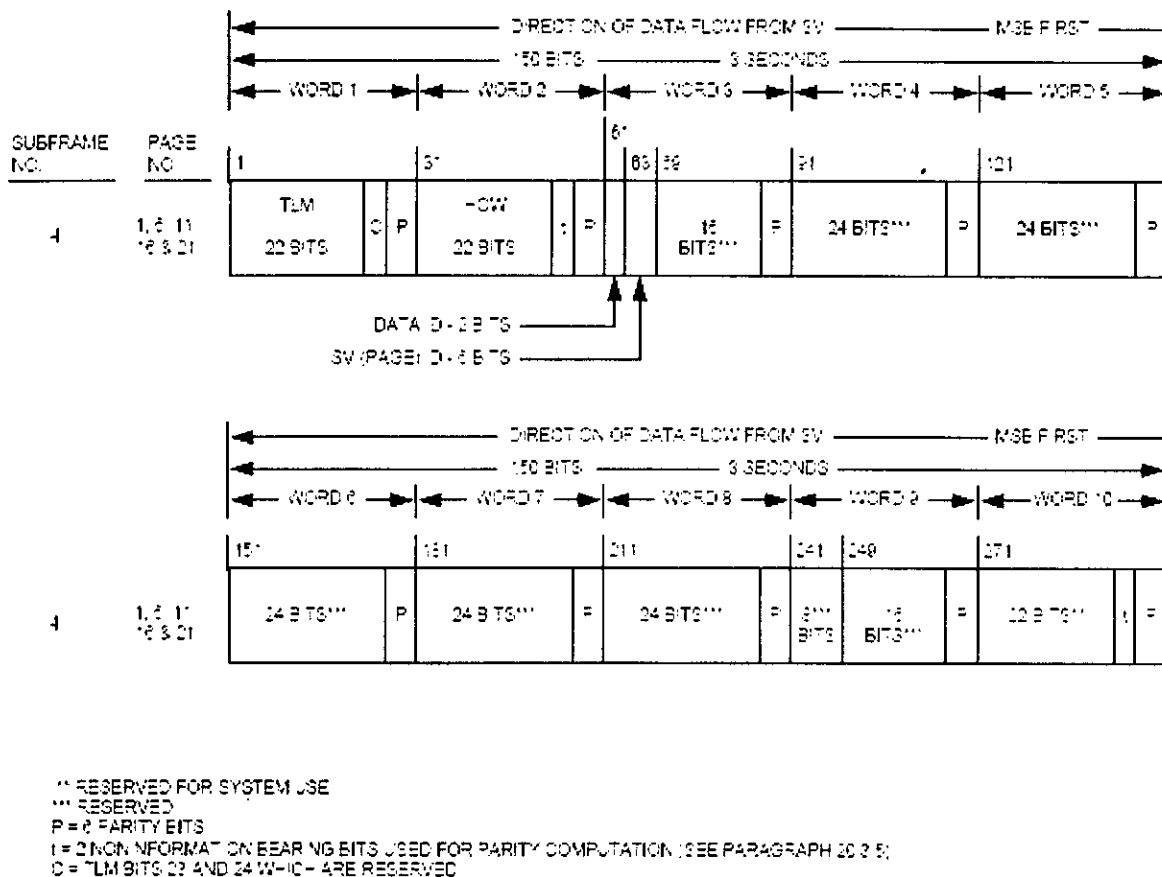


Figure 2-6 (f). Signification des bits du signal NAV.

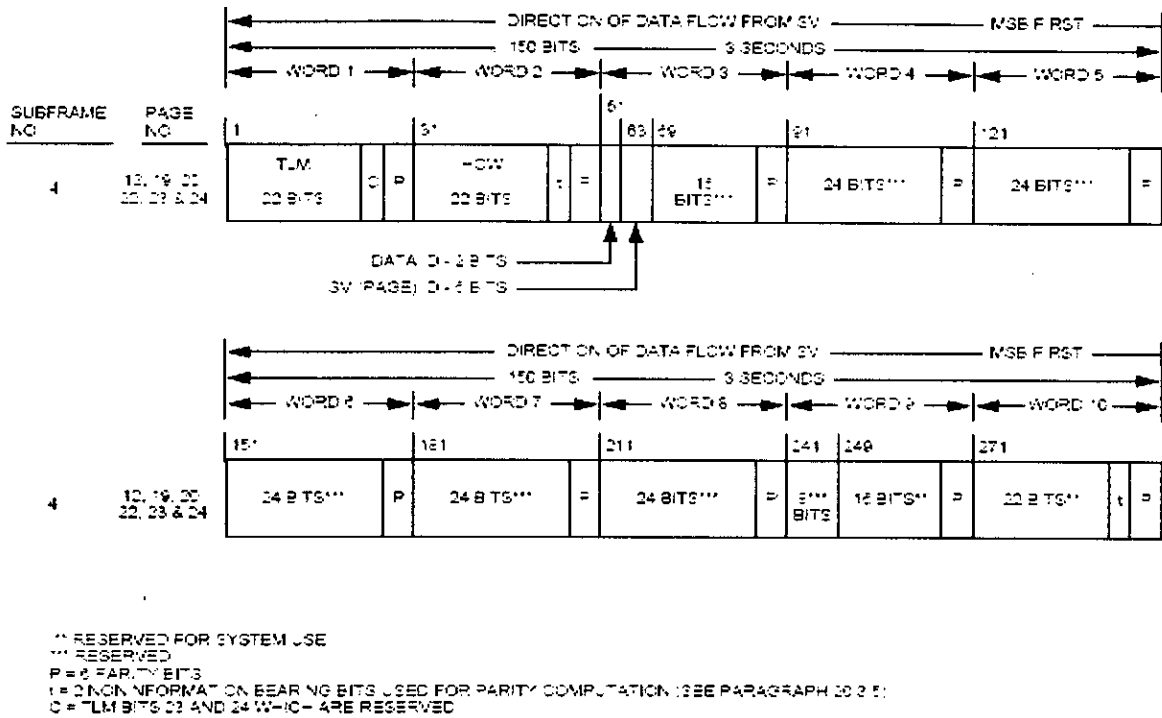


Figure 2-6 (g). Signification des bits du signal NAV.

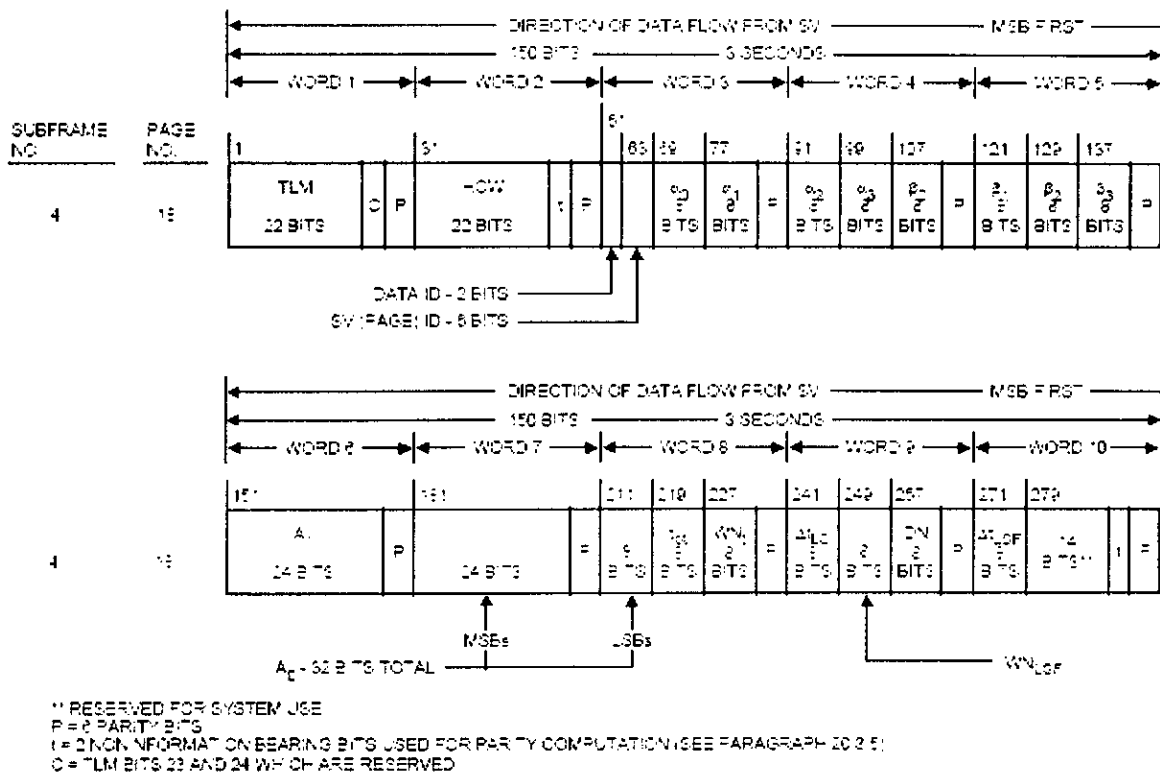


Figure 2-6 (h). Signification des bits du signal NAV.

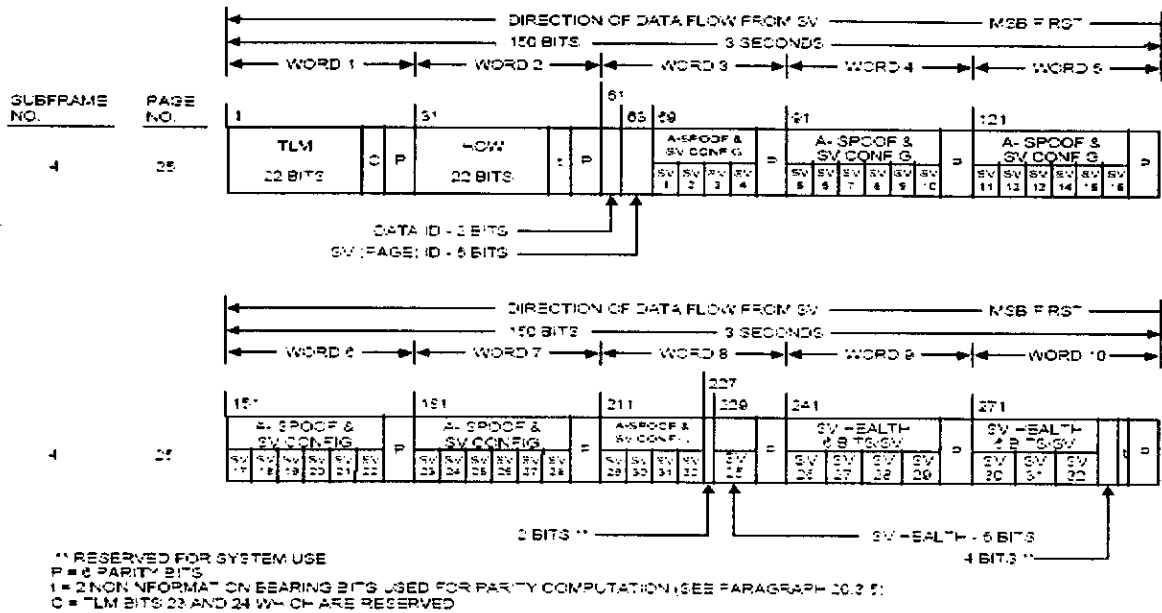


Figure 2-6 (i). Signification des bits du signal NAV.

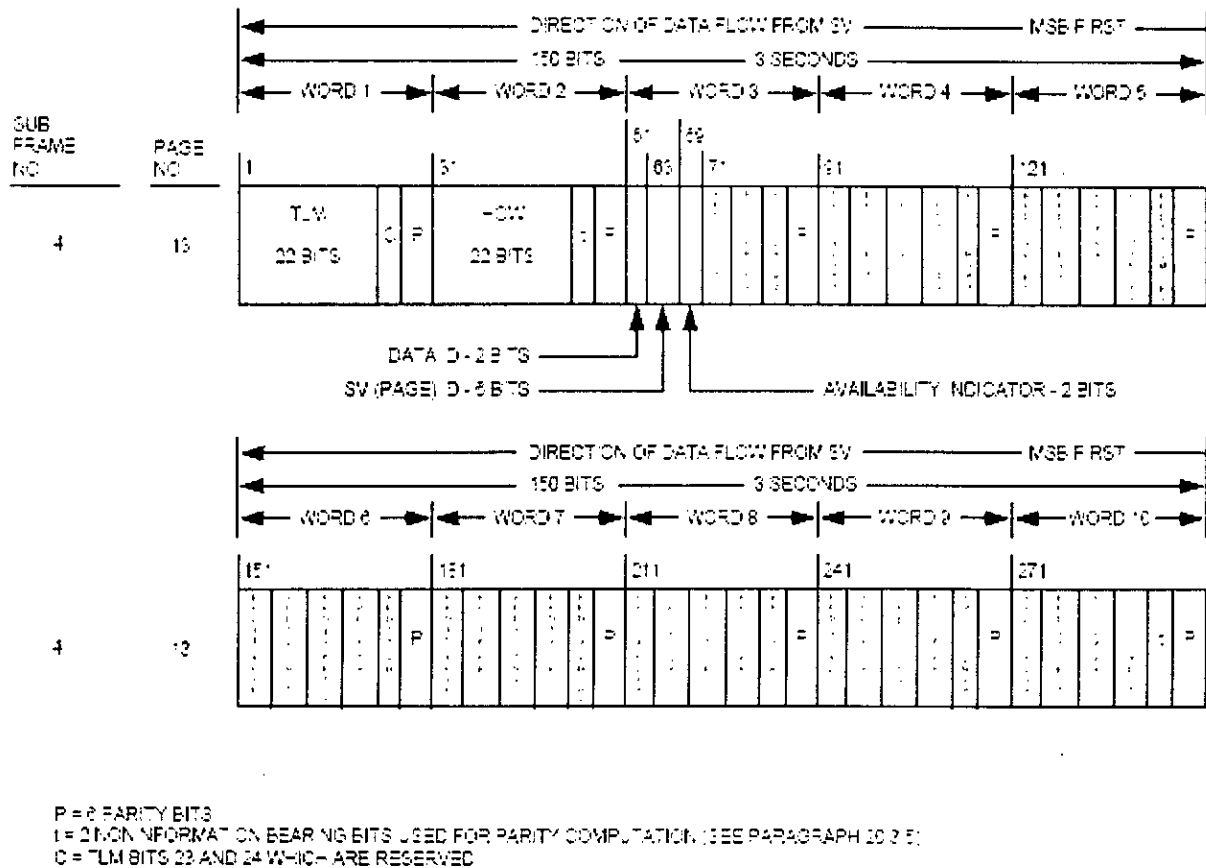
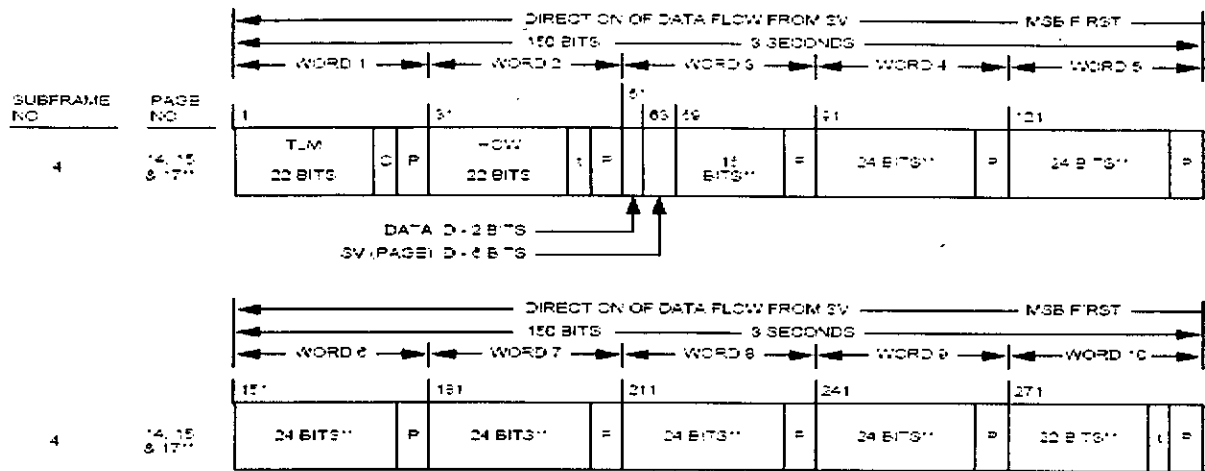


Figure 2-6 (j). Signification des bits du signal NAV.



** THE INDICATED PORTIONS OF WORDS 3 THROUGH 10 OF PAGES 14 AND 15 ARE RESERVED FOR SYSTEM USE, WHILE THOSE OF PAGE 17 ARE RESERVED FOR SPECIAL MESSAGES PER PARAGRAPH 20.3.3.5.1.1.
 P = PARITY BITS
 I = 2 NON INFORMATION BEARING BITS USED FOR PARITY COMPUTATION (SEE PARAGRAPH 20.3.5)
 C = TLM BITS 23 AND 24 WHICH ARE RESERVED

Figure 2-6 (k). Signification des bits du signal NAV.

2-2-3-3. ORGANISATION DES SOUS-TRAMES

Au début de chaque sous-trame sont placés deux mots particuliers (figure 2-7) :

- TLM (Telemetry word) ;
- HOY (Hand over word).

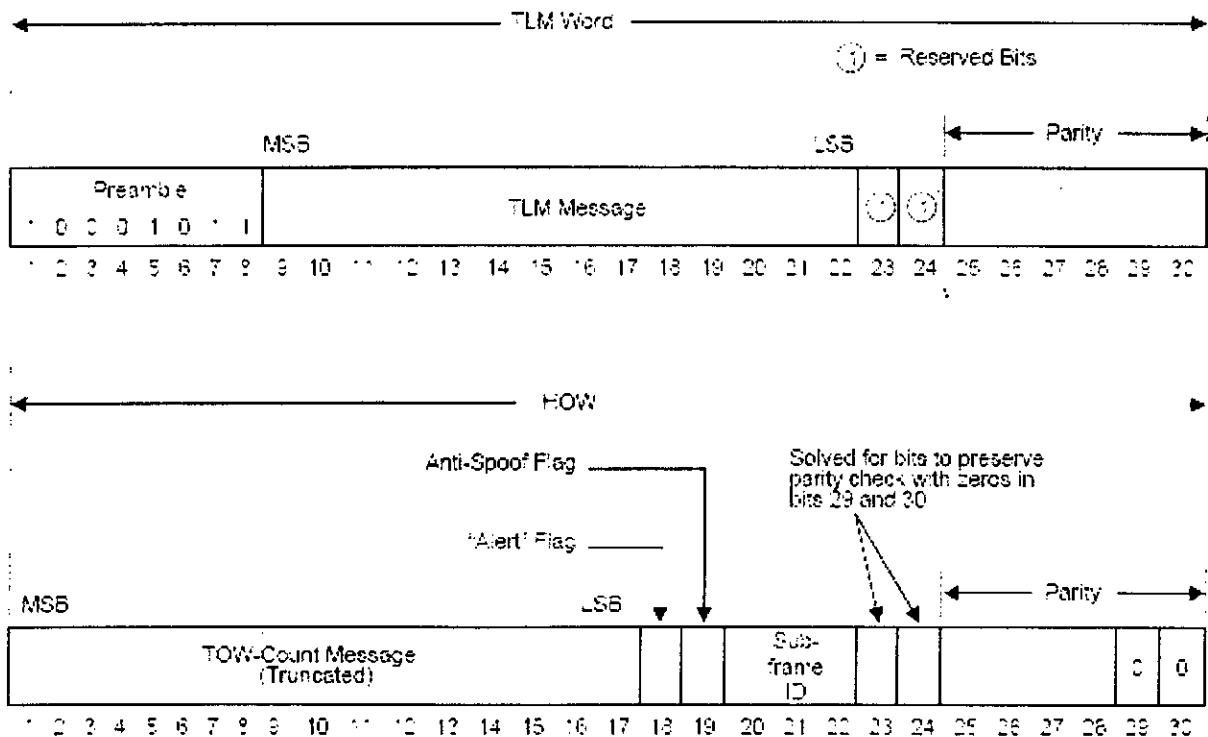


Figure 2-7. Les Mot TLM et HOY.

Le TLM est mot de télémétrie qui contient un profil de 8 bits servant de préambule, une suite de 14 bits adressés par le segment de contrôle concernant le chargement des messages, 3 bits réservés suivis d'une parité calculée sur 6 bits.

Le HOW contient les bits les plus significatifs du comptage semainier. Ces bits donnent l'heure et le jour et permettent de prépositionner les registres générateurs du code P. les bits suivants sont utilisés comme drapeau pour signifier l'état du satellite.

Sur le mot suivant (mot 3), on trouve le comptage journalier du numéro de semaine GPS. L'origine de cette numérotation remonte à minuit de la nuit de samedi 5 janvier 1980 au dimanche 6 janvier 1980.

L'étendue des zones décrites précédemment et leur passage à zéro, 1024 semaines après le 6 janvier 1980, explique les ennuis que certains récepteurs ont pu éprouver dans la nuit de samedi au dimanche de la troisième semaine du mois d'août 1999 !

La parité est calculée sur la base d'un algorithme qui relie les mots de 30 bits à l'intérieur des sous- trames, au moyen d'un code de Hamming étendu.

Pour avoir la description, ainsi que la signification de chaque bit du signal message, veuillez bien consulter la référence [28].

2-2-4. TRANSMISSION PAR SPECTRE ÉTALE

Le type de transmission utilisée dans le GPS est dit à spectre étalé. Cela signifie que, contrairement aux systèmes dans lesquels la sélection d'une émission par le récepteur est basée sur un filtrage fréquentiel de la porteuse, la sélection s'effectue, ici, par corrélation d'une séquence pseudo- aléatoire (code) qui module la porteuse en superposition à la modulation utile.

La modulation par le code est beaucoup plus rapide que la modulation des données. Le rapport de modulation, environ 20000 pour le code C/A, a pour effet d'élargir le spectre de l'émission et de réduire la densité de puissance émise dans la même proportion. On dit dans ce cas que le rapport d'étalement de spectre est :

$$\frac{B}{b_0} = \frac{1,023 \cdot 10^6}{50} = 20000 ; \text{ Avec } B : \text{ fréquence de modulation du code,}$$

b_0 : fréquence de modulation des données.

Pour un observateur non averti, la porteuse ainsi étalée par la modulation du code pseudo-aléatoire présente toutes les caractéristiques d'un bruit. A l'inverse, un récepteur possédant les codes d'étalement améliore ceux-ci avec le signal reçu, avec pour effets :

- de restituer le signal utile dans sa bande étroite d'origine ;

- d'étalement des signaux parasites, inévitablement présent dans toute transmission hertzienne, en rejetant la majeure partie de leur énergie en dehors de la bande utile. La figure 2-8 schématise le principe d'étalement de spectre.

La réjection du bruit est du même ordre de grandeur que le rapport d'étalement du spectre. Cette technique d'étalement, rejetant le bruit et les brouilleurs, est d'autant plus efficace que la séquence du code pseudo-aléatoire est longue. C'est la raison pour laquelle le code P procure, par rapport au code C/A, une protection naturelle contre les brouilleurs bien supérieure.

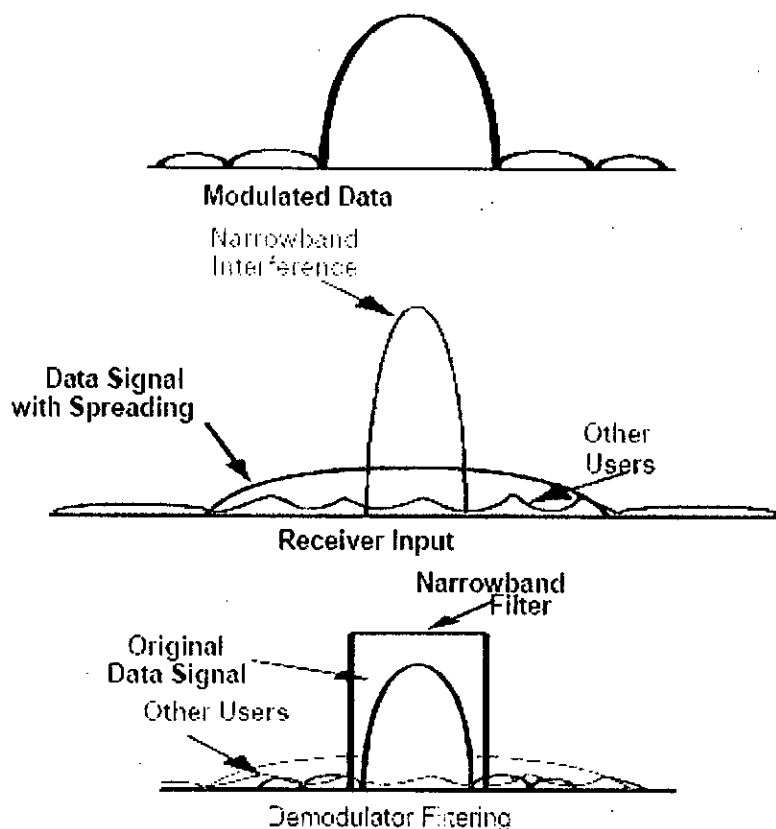


Figure 2-8. Principe d'étalement de spectre.

C'est là d'ailleurs, avec l'augmentation de la précision liée à sa fréquence 10 fois plus élevée que celle du code C/A, que se trouve le second intérêt de code P.

La limitation du rapport d'étalement est souvent donnée par la difficulté et la lenteur de l'acquisition du signal dans le processus de démodulation où il faudra corréliser le code reçu avec un code identique généré localement.

Plusieurs émissions sur la même fréquence mais avec des séquences pseudo-aléatoires différentes (codes PRN) ne se gêneront pas mutuellement ; l'une considérant toutes les autres comme des bruits qu'elle rejette dans le rapport B/b_0 .

Cette faculté « d'accès multiple » est très importante. Dans le système GPS plus de vingt-quatre émissions simultanées correspondant aux vingt-quatre satellites de la constellation sont prévues pour cohabiter sans qu'il y ait interférences entre les signaux.

D'autres caractéristiques importantes procurées par cette technique d'étalement de spectre sont :

- la connaissance du code pseudo-aléatoire utilisé, nécessaire à la réception, constitue un moyen de contrôle d'accès ;

- tout brouillage intentionnel ou pas, est atténué dans le même rapport que celui de l'étalement du spectre.

2-2-5. MODULATION

Les porteuses sont modulées en mode PSK par la somme modulo 2 d'une séquence pseudo- aléatoire constitutive du code PRN et du signal de navigation du satellite. Pour L_1 , la modulation est composée du code C/A et des données ; cette porteuse déphasée en quadrature reçoit de plus une modulation composée du code P et des données.

Pour L_2 , la modulation est composée uniquement du code P et des données. On peut donc écrire :

$$S_{L_1}(t) = AP(t)D(t)\cos(2\pi f_1 t + \phi_{01}) + \sqrt{2}AC(t)\sin(2\pi f_1 t + \phi_{01})$$

$$S_{L_2}(t) = \frac{A}{\sqrt{2}}P(t)D(t)\cos(2\pi f_2 t + \phi_{02})$$

A = amplitude du signal P sur L_1

P(t), C(t) = ± 1 ; séquences des code PRN P et C/A

D(t) = ± 1 ; séquence du message de donnée

f_1 and f_2 = 11 and 12 carrier frequencies

ϕ_{01}, ϕ_{02} = les ambiguïtés de phases sur les porteuses L_1 et L_2 .

Tous les signaux transmis sont « cohérents ». Cela signifie que les transitions du message de navigation correspondent exactement aux éventuelles transitions des codes P ou C/A.

2-2-5-1. GENERATION DU SIGNAL EMIS PAR LES SATELLITES

2-2-5-1-1. COMPOSANTES DU SIGNAL

Toutes les composantes du signal émis sont cohérentes et générées à partir d'une même fréquence fondamentale $F=10.23$ MHz issue d'un oscillateur pilote à très hautes stabilité : point A sur la figure 2-9.

Deux fréquences porteuses sont générées :

- L_1 tel que $f_1=154 \times F = 1575.42$ MHz, $\lambda = 19$ cm : point B
- L_2 tel que $f_2=120 \times F = 1227.60$ MHz, $\lambda = 24$ cm : point C

Trois modulations en phase sont appliquées à ces porteuses :

- Code C/A : C(t), fréquence bit $F/10 = 1.023$ Mbit/s = $f_1/1540$, $\lambda=293$ m, longueur 1023 bits, période 1 ms, (point D). Un code C/A

différent est assigné à chaque satellite. La porteuse L1 déphasée de 90° (quadrature) (point E) est modulée par le code C/A ;

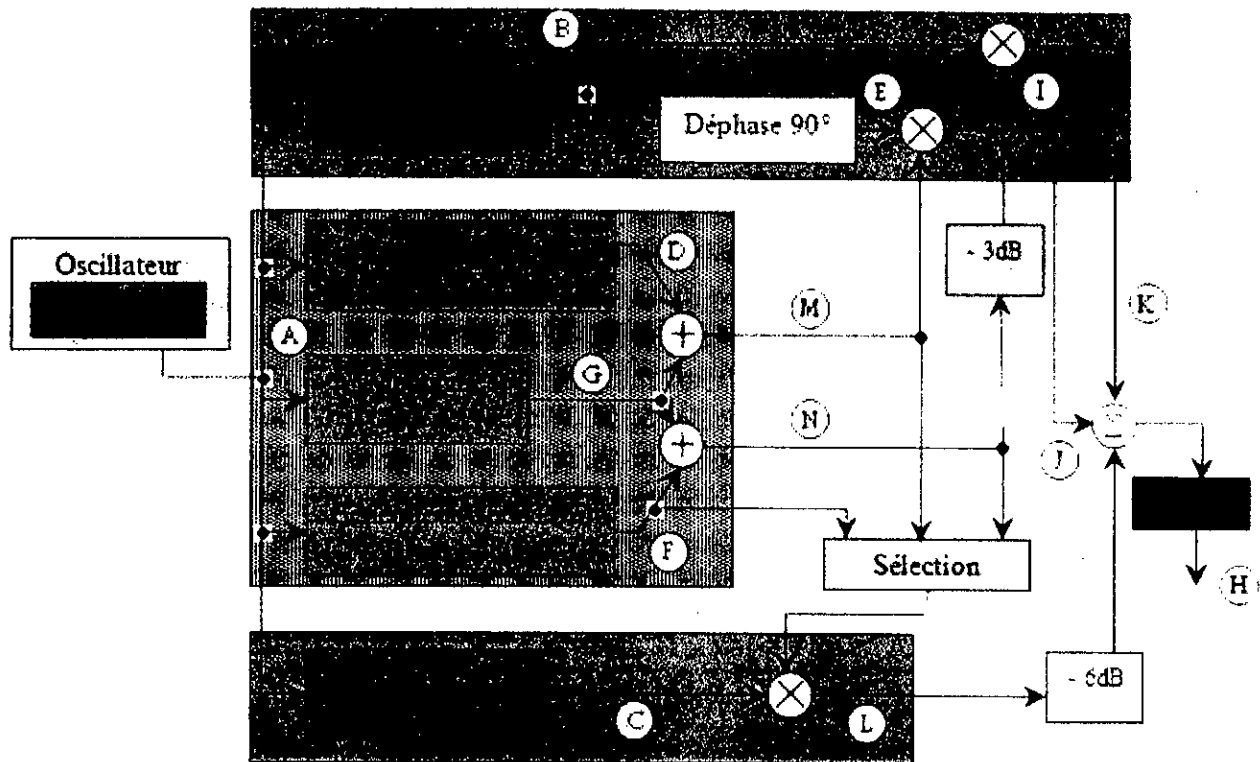


Figure 2-9. Génération du signal émis par les satellites.

- Code P ; P(t), fréquence bit $F=10.23 \text{ Mbit/s}=f_1/154= f_2/120$, $\lambda=29 \text{ m}$, longueur 235,469,592,765,000 bits, période 266 jours 9 h 45 min (point F) tronquée à une semaine, un code P différent est assigné à chaque satellite, les deux porteuses L1 et L2 sont modulées par ce code ;
- Données du message : D(t), fréquence bit $F/204600 = .50 \text{ bit/s} = f_1/31,508,400 = f_2/24,552,000$ (point G). période de trame : 30 s, longueur de la trame 1500 bits.

Le signal complet émis sur l'antenne (point H) est représenté par :

$$S(t) = AP(t)D(t)\cos(2\pi f_1 t + \phi_{01}) + \sqrt{2}AC(t)\sin(2\pi f_1 t + \phi_{01}) + \frac{A}{\sqrt{2}}P(t)D(t)\cos(2\pi f_2 t + \phi_{02})$$

Dans cette expression

- le premier terme représente le code C/A émis sur L1; service SPS (point J)
- le second terme représente le code P émis sur L1, service PPS (point K) ;
- le troisième terme représente le code P émis sur L2 ; service PPS (point L).

Les points M et N représentent respectivement les messages issus à la sortie des deux combinaisons de codage : (le code C/A avec le message de navigation) et (le code P(Y) avec le même message de navigation). Ces combinaisons sont des additions modulo 2 telles que :

$$C(t) D(t) = +1 \text{ si } C(t) = D(t)$$

$$C(t) D(t) = -1 \text{ si } C(t) \neq D(t).$$

2-2-5-1-2. CARACTERISTIQUES DU SIGNAL

L'intensité des émissions étant relativement faible ($\approx 3 \cdot 10^{-14} \text{ W/m}^2$), le signal émis est polarisé circulairement droit et les rapports axiaux de L_1 et L_2 pour une plage angulaire de $\pm 14^\circ$ à partir de l'axe de pointage ne dépasse pas 1.2 dB pour L_1 et 3.2 dB pour L_2 .

Le temps de propagation de groupe, c'est à dire la durée qui s'écoule entre la sortie rayonnée (mesurée au centre de phase de l'antenne) et la sortie de la source de fréquence ne dépasse pas 3 ns dans 95 % du temps.

Ce temps de propagation de groupe comprend un terme de polarisation et une incertitude ainsi que la différence entre les temps de propagation de L_1 et L_2 .

Pour une antenne de réception de référence polarisée circulairement droite à 0 dB, les intensités maximales des signaux reçus sont de -150 dBW pour les deux fréquences, Les intensités minimales sont respectivement (figure 2-10) :

Pour L_1 160 dBW pour le code C/A

163 dBW pour le code P

Pour L_2 166 dBW pour le code P

On voit donc que le signal L_2 est généralement perçu par l'utilisateur avec une différence de -3 dB par rapport à L_1 . Les fréquences porteuses L_1 et L_2 ainsi que les cadences d'horloges vues du satellite sont décalées légèrement afin de compenser une partie des effets relativistes ; le décalage correspond à $\frac{\Delta f}{f} = -4.4647 \cdot 10^{-10}$.

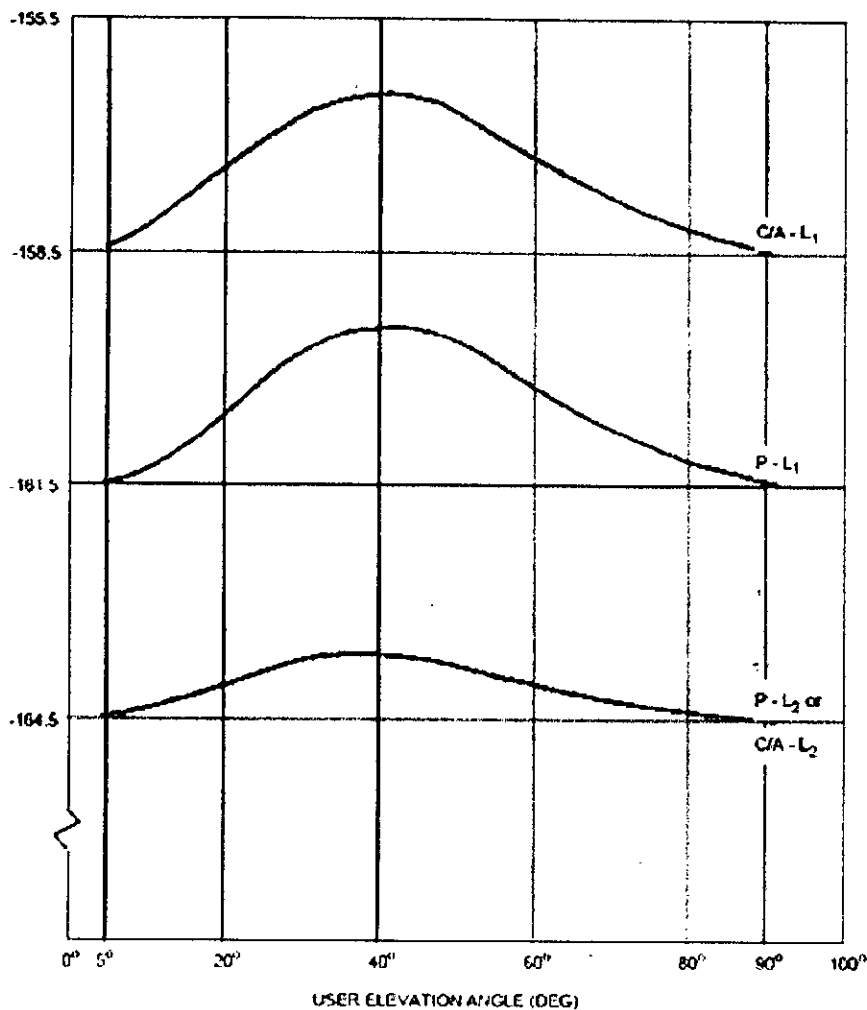


Figure 2-10. Energie minimale reçue en fonction de l'élévation du satellite.

L'enveloppe du spectre obtenu du signal à la sortie du satellite est montrée à la

figure 2-11. Le code P génère une enveloppe en $\left[\frac{\sin x}{x} \right]^2$ dont le lobe principal a une

largeur de 20.46 MHz. Le code C/A génère la même enveloppe avec une largeur du lobe principal de 2.046 MHz.

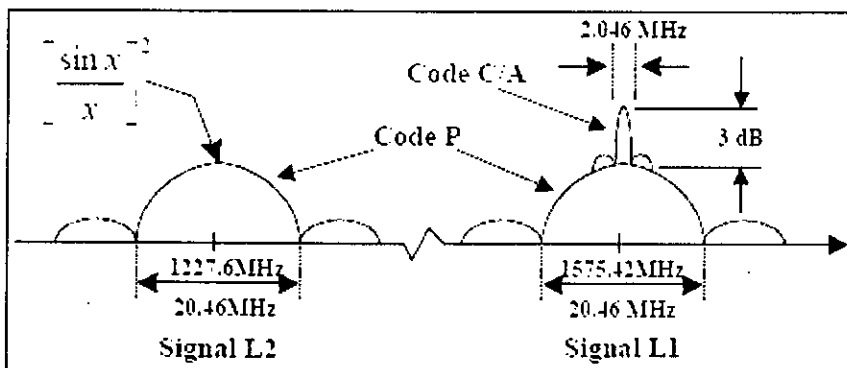


Figure 2-11. L'enveloppe du spectre du signal émis.

La figure 2-12, illustre le niveau du signal reçu par rapport au bruit naturel (le bruit thermique). On peut bien constater que le signal à la réception est noyé dans le bruit, et du fait que le niveau du signal est trop faible, ça va impliquer des difficultés pour dissocier le signal utile du bruit.

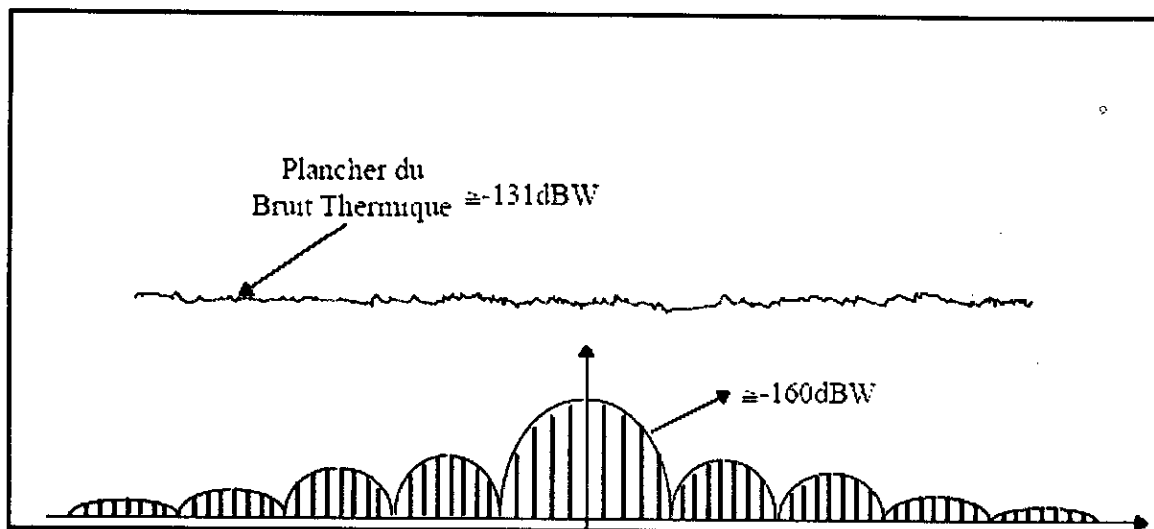


Figure 2-12. Le spectre du signal émis à la réception.

2-2-5-2. NOTES CONCERNANT LES ALMANACHS ET LES EPHEMERIDES

2-2-5-2-1. ALMANACHS ET EPHEMERIDES UTILISEES DANS LE GPS

Les satellites diffusent deux types de données, les almanachs et les éphémérides. Les données des almanachs sont des paramètres grossiers des orbites pour tous les satellites.

Chaque satellite transmet les données des almanachs de tous les satellites. Ces informations sur les almanachs ne sont pas très précises, et elles sont considérées comme valide pour quelques mois. Par contre les données des éphémérides sont des paramètres orbital, assez précis et corrigé périodiquement et indépendamment pour chaque satellite. Ils sont nécessaires pour un positionnement précis. Chaque satellite transmet seulement ses propres données des éphémérides.

Ces données sont seulement considérées valides pour environ de 30 minutes. Les données des éphémérides sont diffusées par chaque satellite chaque 30 secondes.

Lorsque un récepteur GPS est activé, après une mise hors service de plus de 30 minutes, il "regarde" les satellites vus de la position actuelle, en basant sur les données des almanachs et le temps à cet instant, avec cette information, des satellites appropriés sont sélectionnés pour une recherche initiale.

Lorsque le récepteur GPS est initialement accroché sur un satellite, dans ce cas, les données des éphémérides vont être complètement collectées. Une donnée des éphémérides est collectée pour chaque satellite.

Si après l'activation du récepteur, les données des éphémérides sont encore récentes (inférieur à 30 minutes), l'accrochage sera plus rapide puisque le récepteur ne va faire une nouvelle acquisition de ces éphémérides, c'est ce qu'on nomme: démarrage "chaud".

Si ce n'est plus le cas (supérieur à 30 minutes), ceci est considéré un démarrage "froid" et l'ensemble des données des éphémérides a besoin d'une nouvelle acquisition.

Si le récepteur a été déplacé de plus d'une centaine de kilomètres, où la précision sur le temps est perdue, les données des almanachs sont devenues invalides, et si en plus, le récepteur était hors service pendant une durée relativement longue (supérieure à 30 minutes), aucun des satellites dont les almanachs nous informent qu'ils sont autour de nous, ne sont plus là, dans ce cas, le récepteur a à faire une recherche exhaustive dans le ciel des satellites visibles.

2-2-5-2-2. EPHEMERIDES RADIODIFFUSEES

Le calcul des éphémérides chargées dans les satellites et retransmis aux utilisateurs dans le message de navigation est renouvelé journalièrement.

Ces éphémérides sont extraites des calculs d'orbitographie effectués par la station maître. Au fil des années, ces calculs, basés sur les informations envoyées par les stations de poursuite, se sont améliorés.

2-2-5-2-3. EPHEMERIDES PRECISES (CALCUL DMA)

Des éphémérides de grande précision, calculées par la Defense Mapping Agency (DMA), sur la base des observations faites par tous les sites de poursuite peuvent permettre dans des calculs effectués en différé, d'améliorer la connaissance d'un point, ou la reconstitution d'une trajectoire, ces éphémérides sont principalement utilisées par les militaires ou les géodésiens.

2-2-5-2-4. EPHEMERIDES PRECISES (RESEAUX CIVILS)

Des réseaux de poursuite civils se sont mis en place progressivement pour surveiller le fonctionnement du système et mettre à la disposition de la communauté civile des éphémérides d'excellente qualité.

Ces réseaux complètement indépendants des militaires américains sont :

- CIGNET Cooperative International GPS Network ;
- IGS International GPS Service for Geodynamics.

2-2-5-2-5. CALCUL DU POINT DE POSITION

Les éphémérides transmises par les satellites dans le message de navigation permettent de calculer la position arbitraire des satellites dans un repère terrestre à l'instant de l'observation.

Le récepteur mesure les « pseudo- distances » cette mesure qui représente la distance séparant l'utilisateur du satellite plus un terme inconnu, mais identique pour toutes les mesures, qui est le décalage d'horloge entre l'horloge du satellite et l'horloge du récepteur. Le récepteur à résoudre, comporte quatre inconnues. Trois inconnues représentant les coordonnées tridimensionnelles de position, la quatrième le décalage d'horloge.

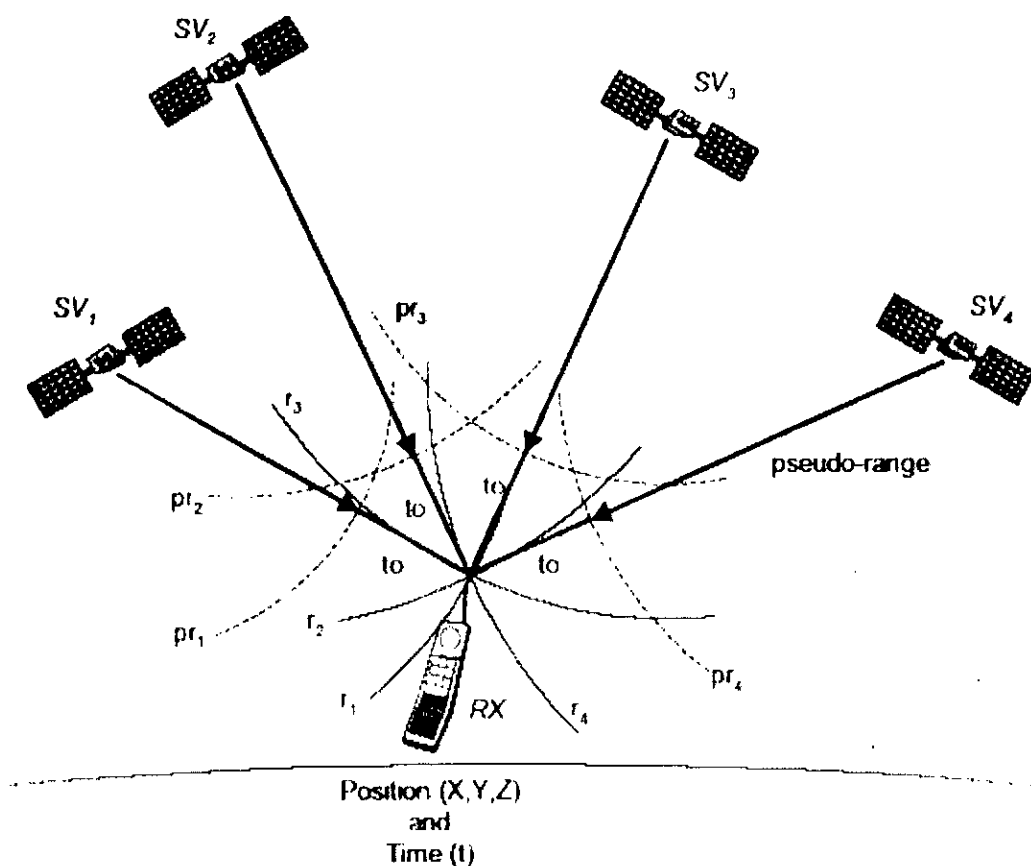


Figure 2-13. Calcul du point de position.

Pour qu'un tel système soit résolvable, il est donc nécessaire d'avoir au moins quatre équations indépendantes, donc quatre satellites en visibilité (figure 2-13). L'intérêt de cette méthode est l'obtention, en temps réel, d'une position instantanée sans avoir recours à aucune infrastructure.

2-3. MESURES GPS [5], [7], [8], [12], [27]

D'une façon générale, la position fournie par le récepteur est déduite des distances qui séparent chaque satellite observé de l'antenne du récepteur. Compte tenu du fait que l'on sait calculer la position de chaque satellite sur son orbite, on est alors ramené à un problème classique de triangulation dans lequel la « géométrie », c'est-à-dire l'angle sous laquelle le récepteur voit les balises émettrices de signaux, joue un rôle prépondérant sur la sensibilité et la précision de détermination de la position.

Deux types de mesures sont possibles : la mesure de pseudo- distance et la mesure de phase.

2-3-1. TECHNIQUES DE MESURE DE LA POSITION

Selon l'application envisagée, et selon la précision souhaitée, on distingue plusieurs techniques de mesure de la position qui peuvent être effectuées (figure 2-14).

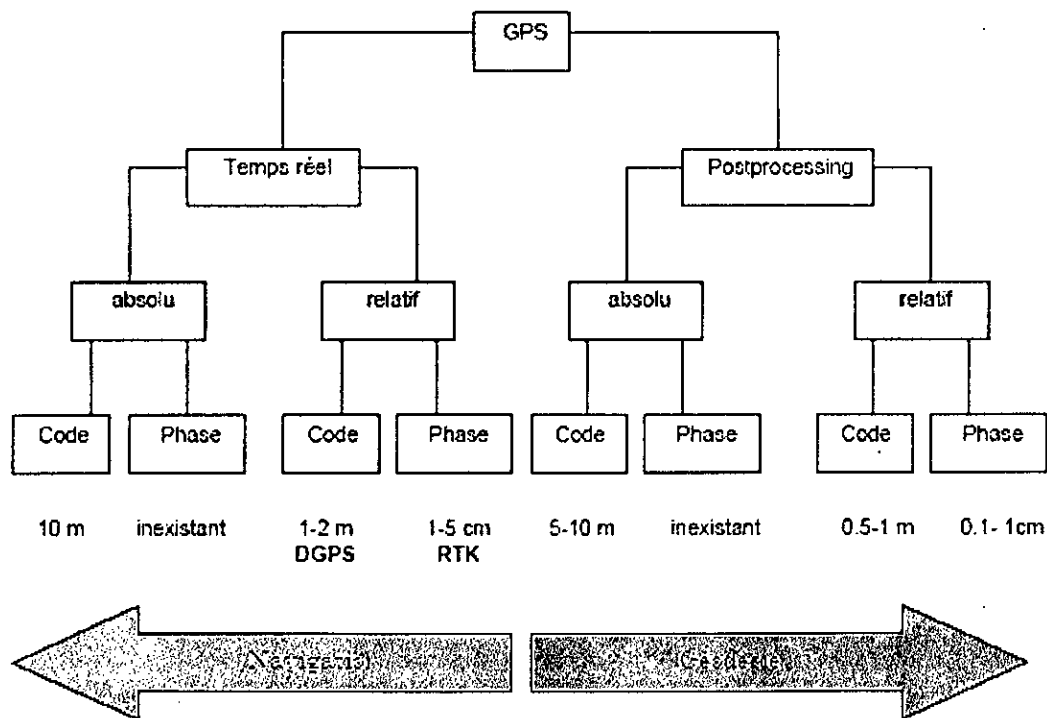


Figure 2-14. Techniques de mesure de la position par GPS.

2-3-2. MESURE DE PSEUDO- DISTANCE

Cette mesure est en fait une mesure de temps, celle du temps de propagation du signal émis par le satellite jusqu'à son arrivée à l'antenne du récepteur. La distance est déduite de ce temps par multiplication par un terme c : vitesse officielle de la lumière dans le système WGS 84 : $c = 2.997\,924\,58 \cdot 10^8$ m/s

Cette mesure se fait à l'aide du code pseudo- aléatoire émis par le satellite. Connaissant l'heure exacte de production d'une transition déterminée du signal satellite, il suffit de lire l'heure d'arrivée de cette transition sur l'horloge du récepteur pour calculer par différence, le temps de propagation.

La mesure incorporera un temps inconnu dû au décalage entre l'horloge satellite et l'horloge récepteur. C'est donc la mesure d'un « pseudo- temps » qui donnera accès à une « pseudo- distance ».

Pour cela, le récepteur génère un code local qui est la réplique exacte du code émis par le satellite. Par corrélation entre le signal reçu et le signal généré localement, le récepteur sait « accrocher » puis poursuivre le signal émis par le satellite et donc mesurer à tout instant le décalage de temps Δt qu'il y a entre l'instant d'émission et celui de la réception du signal.

2-3-2-1. EXPRESSION DE LA PSEUDO- DISTANCE

La mesure proprement dite est égale à la valeur dont on a décalé le code local pour l'aligner sur le code reçu du satellite. Toutefois, l'échelle de temps du satellite et celle du récepteur ne sont pas les mêmes. Le temps satellite est basé sur l'échelle de temps procurée par l'horloge césium embarquée ; le temps du récepteur est basé sur l'échelle de temps procurée par l'oscillateur pilote du récepteur qui a un décalage et une dérive qui lui son propres.

La quantité mesurée est en fait la différence entre le temps d'émission du satellite dans son échelle de temps, et le temps de réception du signal satellite dans l'échelle de temps du récepteur, soit :

$$\Delta t_{\text{Récepteur}}^{\text{Satellite}} = t_{R_R} - t_{E_S} \quad (2-1)$$

Expression dans laquelle les indices :

R_R signifie « réception en temps récepteur » ;

E_S signifie « émission en temps satellite ».

Si nous ramenons cette expression dans une échelle de temps commune qui celle du temps GPS, on obtient :

$$t_{R_R} + dt_R = t_R \quad (2-2)$$

$$t_{E_S} + dt_S = t_E \quad (2-3)$$

En reportant dans l'équation (2-1), on obtient : $\Delta t_{\text{Récepteur}}^{\text{Satellite}} = t_R - t_E + (dt_S - dt_R)$

D'où l'expression de la pseudo- distance entre satellite et récepteur :

$$R_{\text{Récepteur}}^{\text{Satellite}} = c \cdot \Delta t_{\text{Récepteur}}^{\text{Satellite}} = c \cdot (t_R - t_E) + c \cdot (dt_S - dt_R)$$

$$R_{\text{Récepteur}}^{\text{Satellite}} = \rho_R^S + c \cdot (dt_S - dt_R)$$

ρ_R^S : distance géométrique entre satellite et récepteur,

$c \cdot (dt_S - dt_R)$: terme commun à toutes les mesures faites par le récepteur

sur les satellites du système.

2-3-3. MESURE DE PHASE

La mesure de phase se fait sur les porteuses L_1 et L_2 dont les longueurs d'onde respectives sont 19 et 24.4 cm.

La mesure de phase et aussi une mesure de temps. Rappelons qu'une fonction sinusoïdale $x(t)$ d'amplitude A et de fréquence f s'écrit : $x = A \cdot \cos[\omega(t - t_0) + \phi_0]$

Avec : $\omega = 2\pi f$ exprimée en radian par seconde,

ϕ_0 phase en radian à l'instant d'origine t_0

La phase à l'instant t est : $\phi_{\text{radians}} = 2\pi \cdot f(t - t_0) + \phi_0$

Que l'on peut exprimer en cycles : $\phi_{\text{cycles}} = f(t - t_0) + \frac{\phi_0}{2\pi}$

Un cycle correspond à une période de signal donc à une distance égale à la longueur

d'onde : $\lambda = \frac{c}{f}$

Le principe de la mesure est basé sur la comparaison de la phase du signal reçu par le récepteur avec la phase d'un signal généré par le récepteur.

Ayant constitué la porteuse, on est alors amené à mesurer le déphasage équation entre deux signaux (figure 2-15).

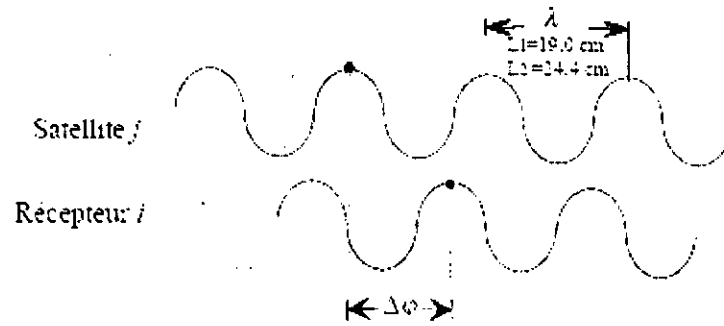


Figure 2-15. Exemple de déphasage

2-3-3-1. EXPRESSION DE LA PHASE

La différence de phase entre les deux signaux présentés sur la figure 2-15 est :

$$\Delta\phi_{(t_R)} + N_{R(t_R)}^S = \phi_{R(t_R)} - \phi_{S(t_E)} ; \text{ Avec}$$

$\Delta\phi_{(t_R)}$ mesure faite à l'instant de réception,

$N_{R(t_R)}^S$ nombre entier de cycles inconnu du récepteur représentant la différence des nombres entiers de cycles des deux signaux,

$\phi_{R(t_R)}$ phase du signal généré localement à l'instant de réception dans l'échelle de temps récepteur,

$\phi_{S(t_E)}$ phase du signal généré par le satellite dans l'échelle de temps satellite.

En permanence, le récepteur mesure $\Delta\phi_{(t_R)}$ et entretient à l'aide d'un compteur le nombre entier de cycles reçus depuis la première mesure. Ainsi si t_I est l'instant de la première mesure. Tant que la réception ne sera pas interrompue, on aura pour toutes les autres mesures : $N_{R(t_R)}^S = N_{R(t_I)}^S + n_{(t_R)}$

Avec $n_{(t_R)}$ nombre de cycles comptés depuis la première mesure. Donc :

$$\Delta\phi_{(t_R)} = \phi_{R(t_R)} - \phi_{S(t_E)} - [N_{R(t_I)}^S + n_{(t_R)}] ; \text{ Ou encore : } \Delta\phi_{(t_R)} + n_{(t_R)} = \phi_{R(t_R)} - \phi_{S(t_E)} - N_{R(t_I)}^S$$

On sait par ailleurs que : $\rho_R^S = c(t_R - t_E)$ Avec ρ_R^S distance entre satellite et récepteur, et

$$\text{que : } \phi_{(t_R)} - \phi_{S(t_E)} = f(t_R - t_E) \text{ Donc : } \phi_{S(t_E)} = -f \frac{\rho_R^S}{c} + \phi_{S(t_R)}$$

$$\text{En reportant, on obtient : } \Delta\phi_{(t_R)} + n_{(t_R)} = \phi_{R(t_R)} - \phi_{S(t_R)} + f \frac{\rho_R^S}{c} - N_{R(t_I)}^S \quad (2-4)$$

Le même problème que celui exposé pour la mesure de code se présente ici : les horloges des satellites et celle du récepteur ne sont pas synchrones. Si elles l'étaient, on aurait :

$$\phi_{R(t_R)} = \phi_{S(t_R)} \text{ en réalité : } R(t_R) = t_R - dt_R, \quad S(t_R) = t_R - dt_S$$

On peut donc écrire : $\phi_{R(t_R)} - \phi_{S(t_R)} = f_R(t_R - dt_R) - f_S(t_R - dt_S)$

Et puisque f_R et f_S équation sont pratiquement identique à f , on a :

$$\phi_{R(t_R)} - \phi_{S(t_R)} = f(dt_S - dt_R), \text{ l'équation 2-4 devient : } \Delta\phi_{(t_R)} + n_{(t_R)} = f(dt_S - dt_R) + f \frac{\rho_R^S}{c} - N_{R(t_R)}^S$$

Et en multipliant par la longueur d'onde λ : $\lambda[\Delta\phi_{(t_R)} + n_{(t_R)}] = c(dt_S - dt_R) + \rho_R^S - \lambda N_{R(t_R)}^S$

Les caractéristiques de cette mesure sont très intéressantes vis-à-vis du bruit. En effet, si l'on considère que le bruit de mesure est d'environ 1% de la longueur d'onde, on obtient sur la mesure de phase un bruit de 1 à 2 mm. Le bruit de mesure sur la phase est 1540 moins élevé que le bruit obtenu sur la mesure de code (rapport des longueurs d'onde équivalentes).

2-3-4. COMBINAISON DES MESURES

Il est possible de combiner les mesures pour en tirer un meilleur parti et s'affranchir partiellement des inconvénients de chacune d'elles.

2-3-4-1. COMBINAISON DES PHASES

On peut définir une combinaison linéaire des phases L_1 et L_2 en posant $\phi = \phi_{L_1} - \phi_{L_2}$

On crée le battement entre L_1 et L_2 et on crée une longueur d'onde équivalente de :

$$\lambda = \frac{c}{L_1 - L_2} = 82.2 \text{ cm}$$

Cette combinaison est utilisée dans la plupart des récepteurs bi-fréquences, employés en géodésie ou en topographie.

2-4. CONCLUSION

Comme introduit, nous avons abordé à travers ce chapitre la composition d'un signal GPS transmis par une balise embarquée. Cette présentation était nécessaire pour nous permettre de présenter la structure générale d'un récepteur GPS ainsi qu'un simulateur des signaux correspondant au système ainsi décrit.

Chapitre III: Développement

3-1. INTRODUCTION

Nous avons abordé dans le chapitre précédent la composition d'un signal GPS. Nous abordons ci après le noyau de notre travail à savoir la réalisation d'un simulateur de signaux GPS couplé à la proposition d'un modèle de récepteur du même système. Comme on va le voir, il ne sera abordé que bloc de traitement numérique.

3-2. PLANNING

Voici le planning établi au début de mon projet et à peu près respecté jusqu'à la fin:

PHASE	DUREE	PERIODE
Bibliographie	3 semaines	Novembre –décembre
Explorer la documentation et comprendre le système GPS	6 semaines	Décembre –janvier
Spécifier le cahier des charges de l'application	3 jours	Février
Etablir le schéma synoptique du Système à réaliser	1 semaine	Février
Recherche et choix des composants	5 semaines	Février –mars
Simulation	3 semaines	Mars
Réalisation	2 mois	Avril – mai
Rédaction du rapport	6 semaines	25 mai au 3 juillet

Tableau 3-1. Planning

3-3. CONDUITE DU DEVELOPPEMENT DU SYSTEME

Le schéma bloc de la figure 3-1 montre la conduite suivie pour développer notre système en partant de l'établissement du cahier des charges et en finissant par documenter le système pour faciliter les développements ultérieures et aider les autres à utiliser le système ainsi conçu et de le modifier, si nécessaire, pour être compatible à d'autres applications.

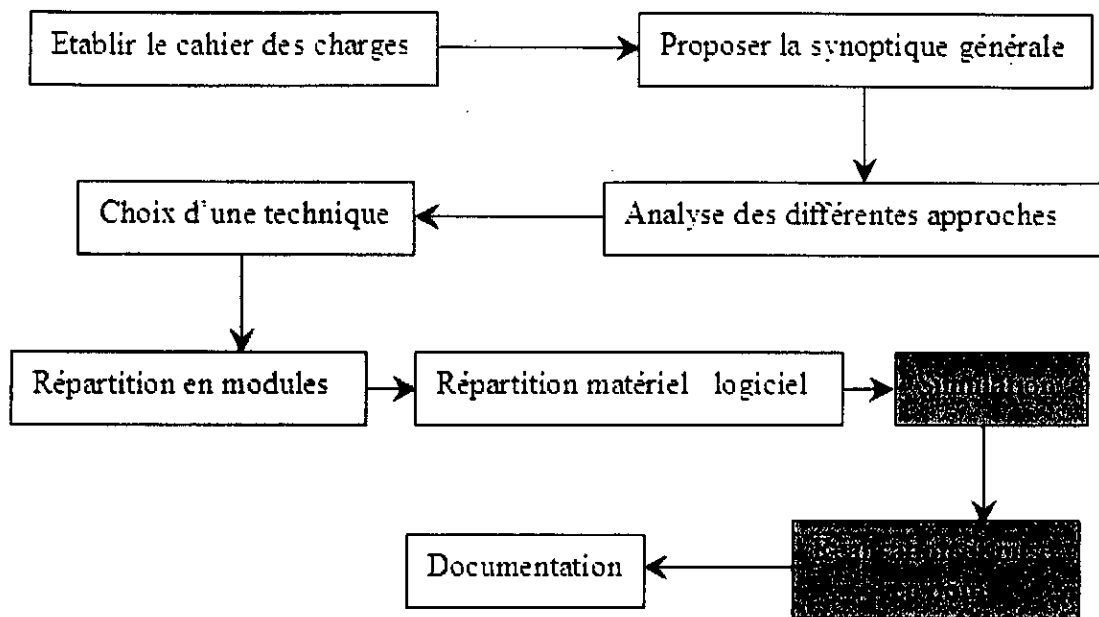


Figure 3-1. Conduite du développement.

3-3-1. LE CAHIER DES CHARGES :

Il est très important d'établir un cahier des charges avant toute conception ou réalisation d'un projet, ceci permettra un bon choix de la technologie à adopter et le découpage sous forme modulaire du système à concevoir. Qui nous permet dans notre case d'avoir l'information sur la position.

Le système qu'on va réaliser est destiné à un usage *public* et il doit être *assez précis* pour un tel usage ; de la, notre première décision concerne le type de positionnement, qui sera le « positionnement **absolu** basé sur la mesure du **code** ».

Notre système doit satisfaire les critères suivants :

- Le coût : il doit être à faible coût ;
- La complexité : il doit contenir un minimum de circuit (rejeté la complexité vers la partie logicielle)
- La flexibilité : il doit permettre les modifications ultérieures (ainsi que toutes les optimisations ultérieures).

Nos contraintes seront :

- La disponibilité des circuits
- Le temps de développement

3-3-2. SYNOPTIQUE GENERALE

Il est très intéressant de décomposer le système en modules chacun réalisant une fonction ou un ensemble des fonctions peuvent être traitées séparément.

3-3-2-1. MODELE DE BASE DU SYSTEME

Le système qu'on est entrain d'étudier présente tous les étages de n'importe quel système de communication, il s'agit du modèle « EMETTEUR », « CANAL » et « RECEPTEUR »

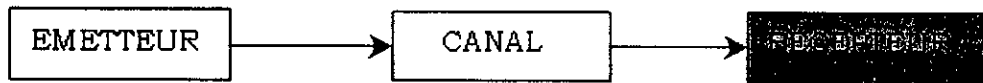


Figure 3-2. Le GPS vue comme un système de communication

Le bloc « EMETTEUR » est constitué de l'ensemble de N satellites ($N=24$). C'est dire que le GPS est un système du modèle MISO (Multiple Input, Single Output), comme le montre la figure 3-3. Et puisque les satellites sont bien écartés les uns par rapport aux autres, cela veut dire que les signaux émis par l'ensemble des satellites vont traverser différents canaux, et de là, le bloc « CANAL » sera aussi composé de N canaux différents,

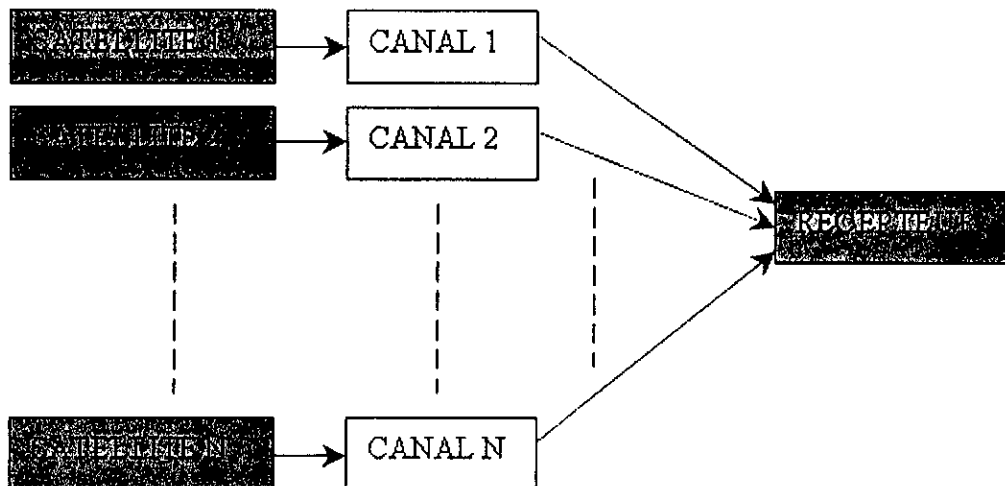


Figure 3-3. Modèle MISO du système GPS.

Le bloc SATELLITE est à son tour est composé de plusieurs éléments. Le schéma suivant représente la structure interne de ce bloc.

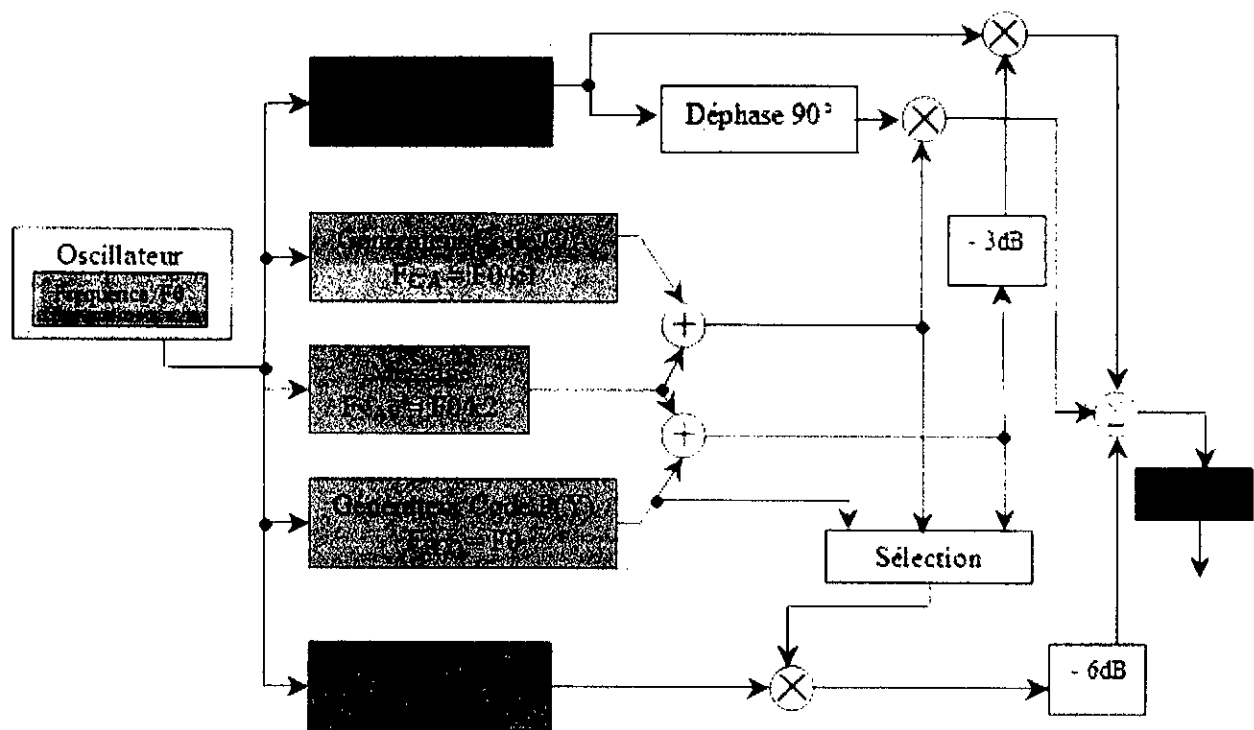


Figure 3-4. Générateur du signal satellite.

3-3-2-2. MODELISATION MATHEMATIQUE DU SYSTEME

A la sortie de chaque satellite, on récupère le signal porteur de l'information ce signal analogique va être modifié par convolution avec le canal de transmission associé, ce canal est caractérisé par différents facteurs, parmi ceux-ci, on cite l'atténuation, le bruit, le retard (le déphasage entre l'instant de l'émission et celui du réception). Le signal émis est soumis à d'autres phénomènes ; on cite l'effet Doppler agissant sur la fréquence du signal en fonction de la vitesse relative entre le satellite et le récepteur, si le récepteur est immobile, dans ce cas il n'y aura pas ce problème, malgré que le satellite se déplace, et ceci parce que la fréquence d'horloge du satellite a été corrigée pour compenser la variation de fréquence due au vitesse relative entre le satellite et la Terre.

L'autre phénomène est la multiplicité des trajets. Dans ce cas, le signal reçu sera à tout instant, la somme de l'onde directe et ses versions retardées et atténuées, ces signaux réfléchis sont des signaux indésirables, c'est-à-dire présente un bruit additif au bruit propre au canal. Un canal présentant du multiple trajet est généralement, modélisé par un bruit additif dont les échantillons suivent la loi de rayleigh [26]. Le bruit associé au canal dans notre cas est un bruit blanc additif gaussien (AWGN).

On résume tous ça, en donnant un modèle mathématique du système : Le signal reçu aura comme expression :

$$r(t) = \sum_{i=1}^N x_i(t) * h_i(t) + n_i(t) \quad (3-1)$$

Nous avons développé dans un premier temps, un programme PASCAL pour visualiser les signaux, ainsi que leurs spectres d'énergie, nous montrons ci-après quelques résultats obtenus :

Commençant d'abord par la génération des signaux NAV, C/A et P(Y), puis, on passe à effectuer l'opération de codage par l'intermédiaire de l'opérateur XOR (somme modulo 2, notée \oplus), le résultat obtenu est représenté sur la figure 3-5.

Les figures 3-6 montrent les spectres d'énergie des signaux générés. On note que les codes utilisés pour C/A et P(Y) pour ce programme ne sont pas des codes pseudo-aléatoires, mais des codes choisis arbitrairement, malgré ça, on remarque qu'il y a un étalement de spectre du signal NAV.

Maintenant à partir des signaux NAV \oplus C/A et NAV \oplus P(Y), on module en BPSK la porteuse dont la fréquence est L1 (L2 ne nous sert à rien parce qu'elle ne contient que le signal NAV \oplus P(Y)). Cette modulation est donnée sur la figure 3-7.

La figure 3-8 montre le signal $x(t)$ à la sortie du satellite après la modulation et la sommation des deux signaux de la porteuse sur L1, en tenant compte de l'atténuation de -3dB. Sur la même figure on a la réponse $h(t)$ du canal correspondant ; $h(t)$ est choisie arbitrairement dans le seul but est d'introduire des modification comme effet de canal sur le signal $x(t)$, et on l'a limitée à l'atténuation seulement. En troisième lieu, et sur la même figure, on a le bruit $n(t)$ associé au canal. Le bruit est choisi avec un niveau plus grand que celui du signal (dans la réalité la différence est de 30dB). La figure 3-9 illustre le signal à la sortie du canal ; sans le bruit et associé du bruit. On remarque que le signal $y(t)$ à la sortie est semblable au bruit $n(t)$, parce que le signal utile est trop faible, donc, il est noyé dans le bruit.

Les figures 3-10 représentent le spectre d'énergie du signal $x(t)$; la réponse fréquentielle du canal, les spectres d'énergie : du bruit du canal (on remarque qu'il couvre toutes les fréquence du spectre); du signal en absence et en présence du bruit à la sortie du canal (on constate que le signal $y(t)$ a presque le même spectre du bruit $n(t)$).

Les figures 3-11 montre le signal $r(t)$ au niveau du récepteur, issu de la somme de l'ensemble des $y(t)$, ainsi sur la même figure on a le spectre d'énergie $R(f)$ du signal $r(t)$.

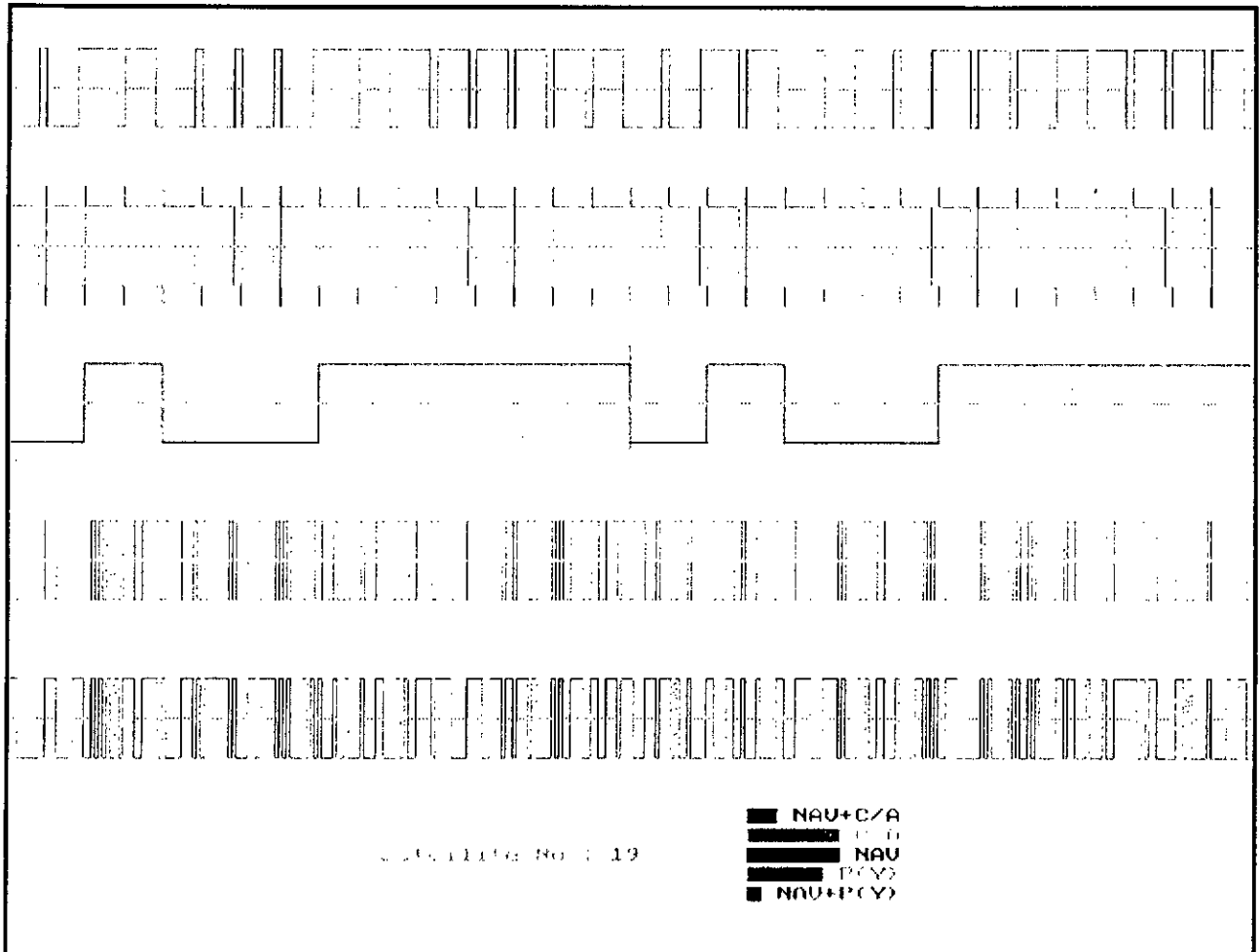
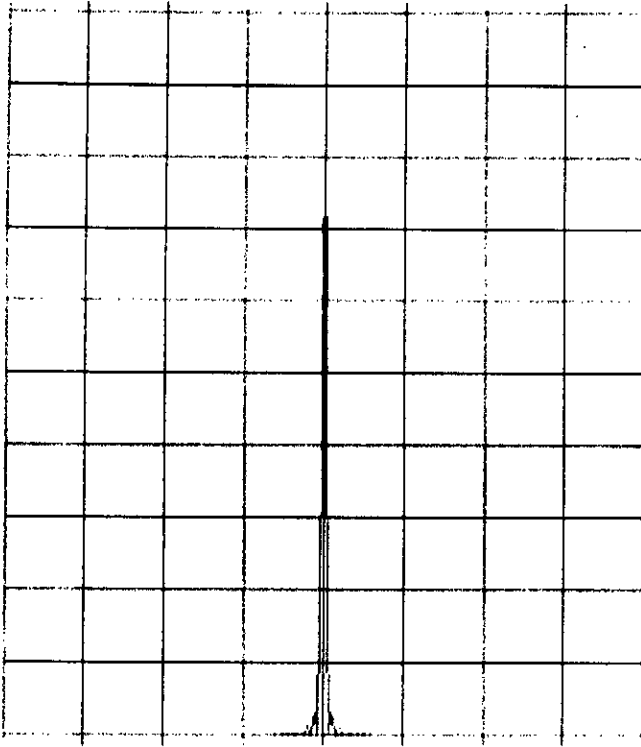


Figure 3-5. Signaux numériques générés

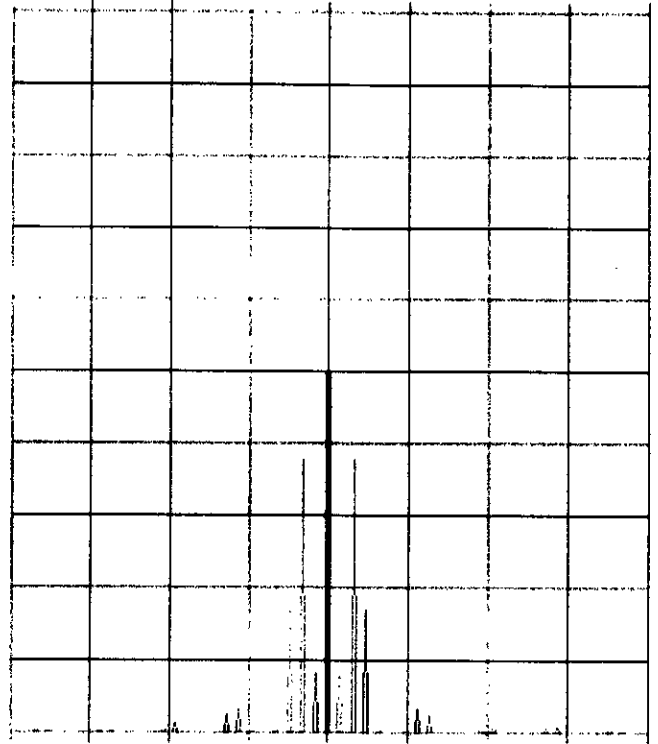
Energy Spectrum : NAU Signal



Satellite No : 09

Figure 3-6 (a)

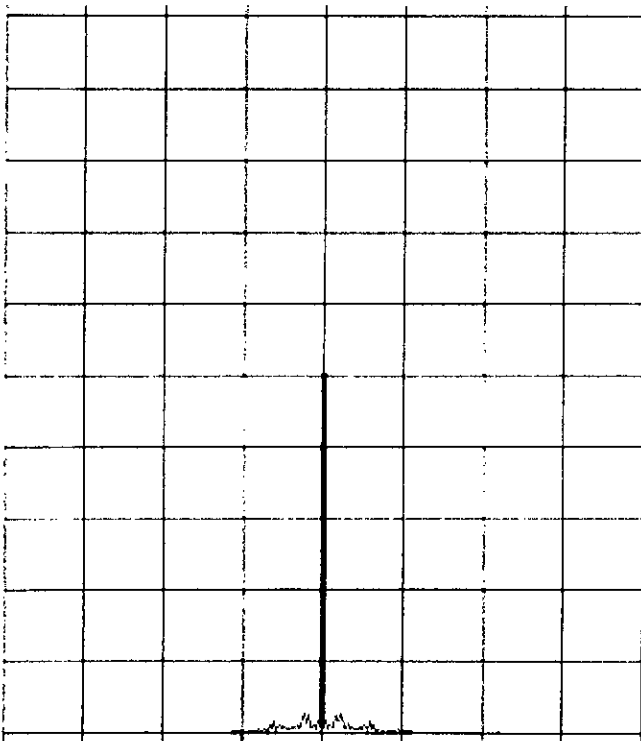
Energy Spectrum : C/A Signal



Satellite No : 09

Figure 3-6 (b)

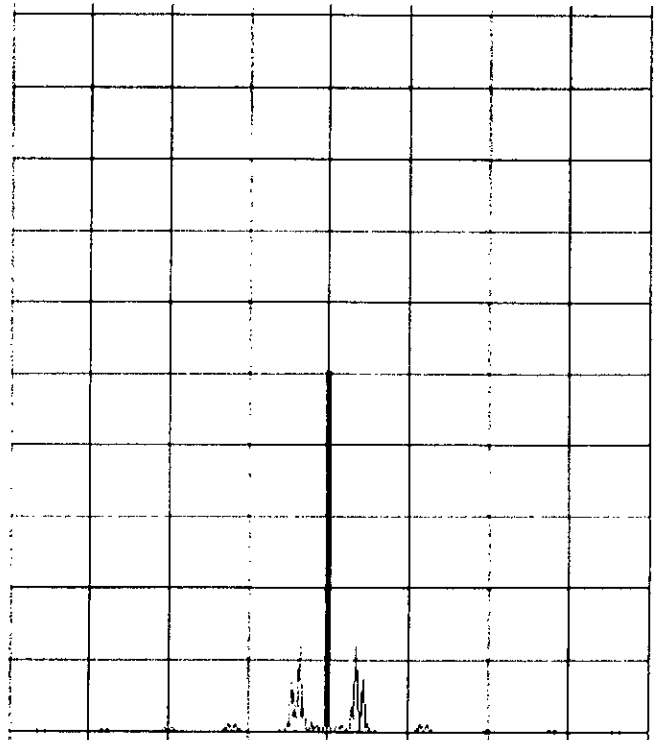
Energy Spectrum : P(Y) Signal



Satellite No : 09

Figure 3-6 (c)

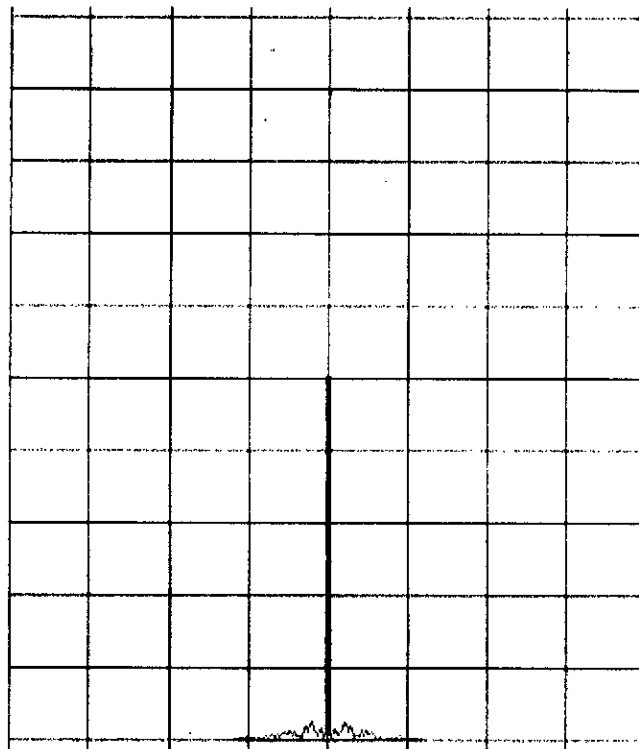
Energy Spectrum : M00C/A Signal



Satellite No : 09

Figure 3-6 (d)

Energy Spectrum : NAV+PCV) Signal



Satellite No : 09

Figure 3-6 (e).

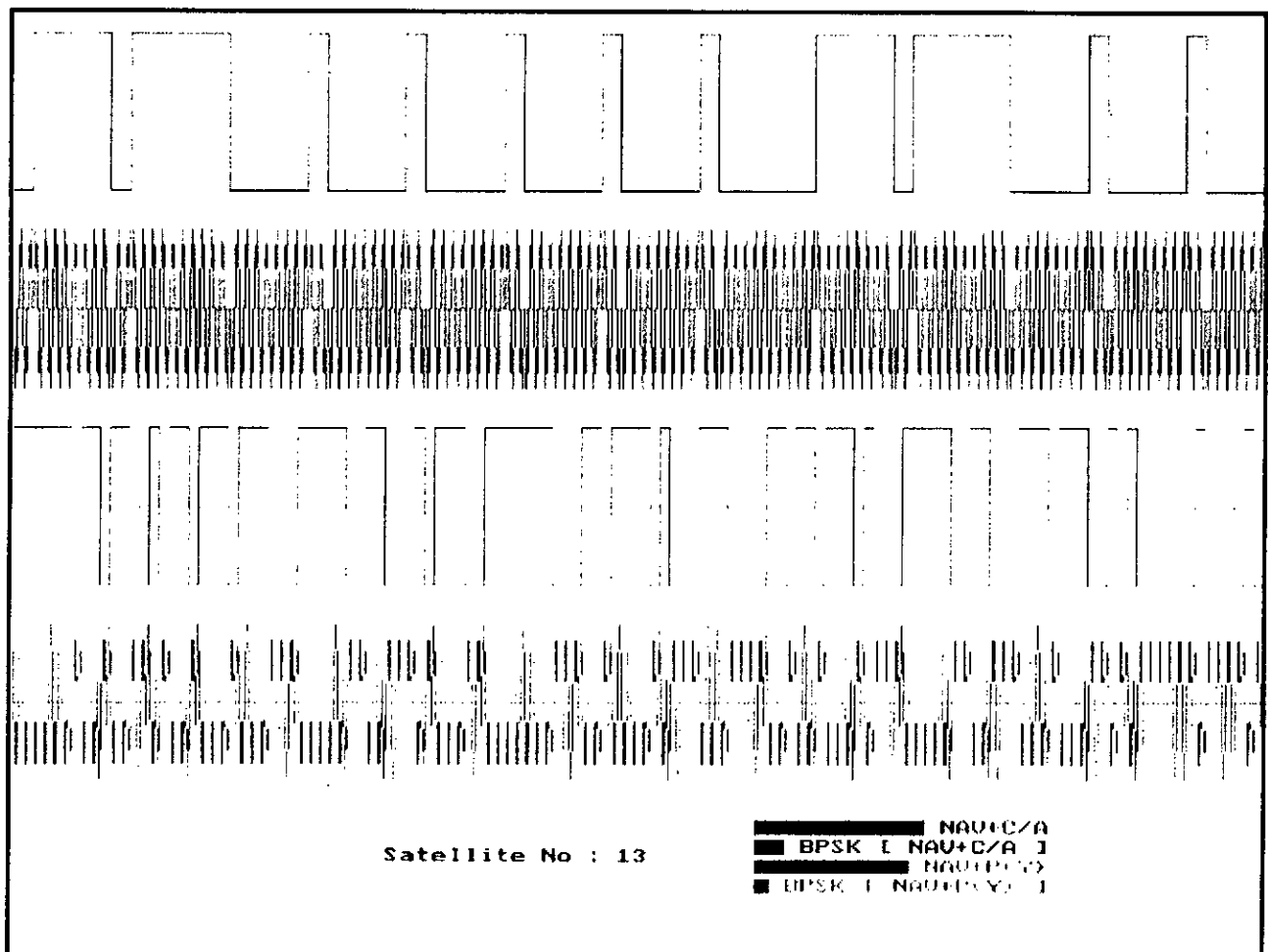


Figure 3-7. Modulation BPSK

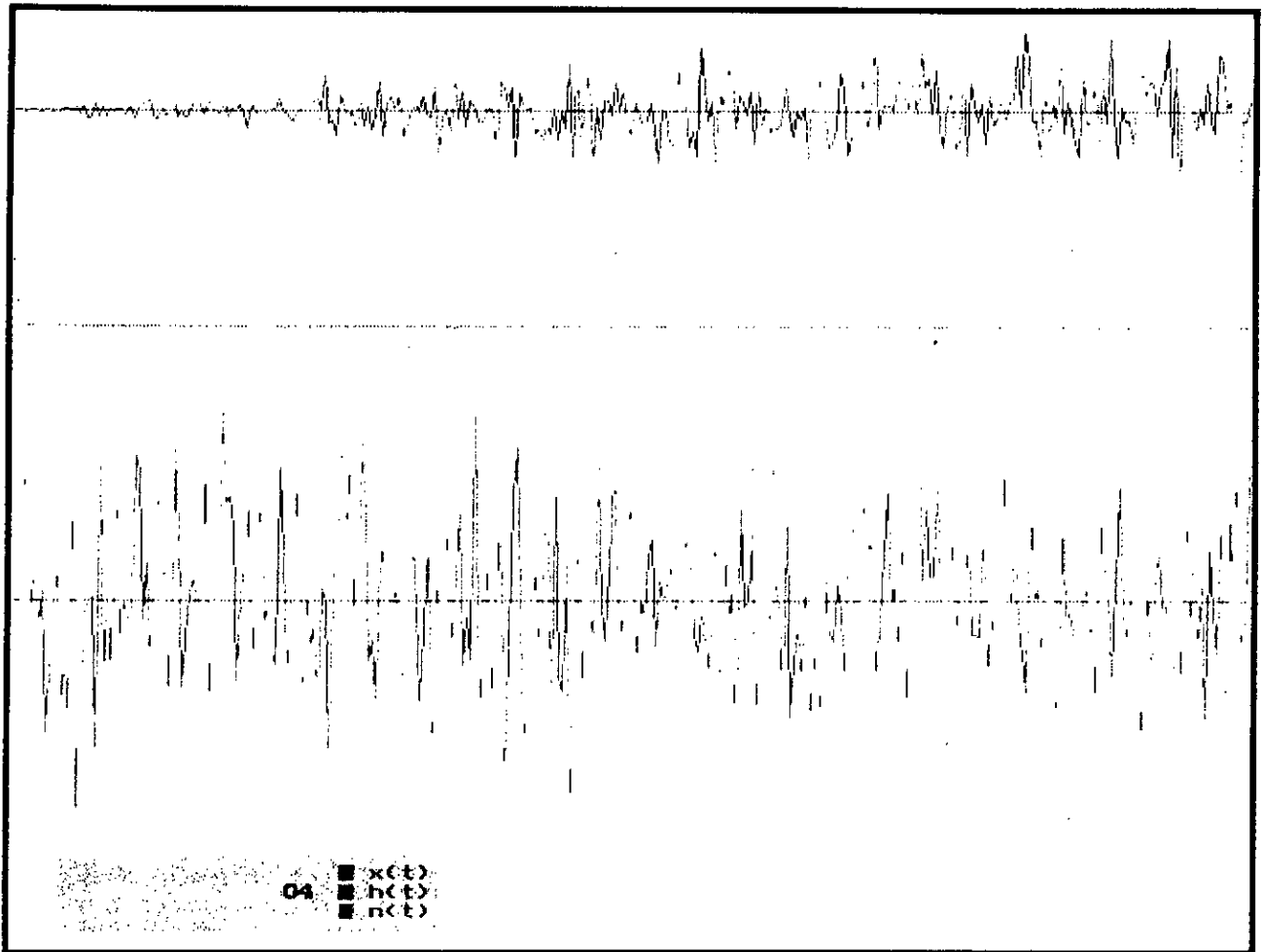


Figure 3-8. Le signal satellite, la réponse du canal,
Le bruit du canal.

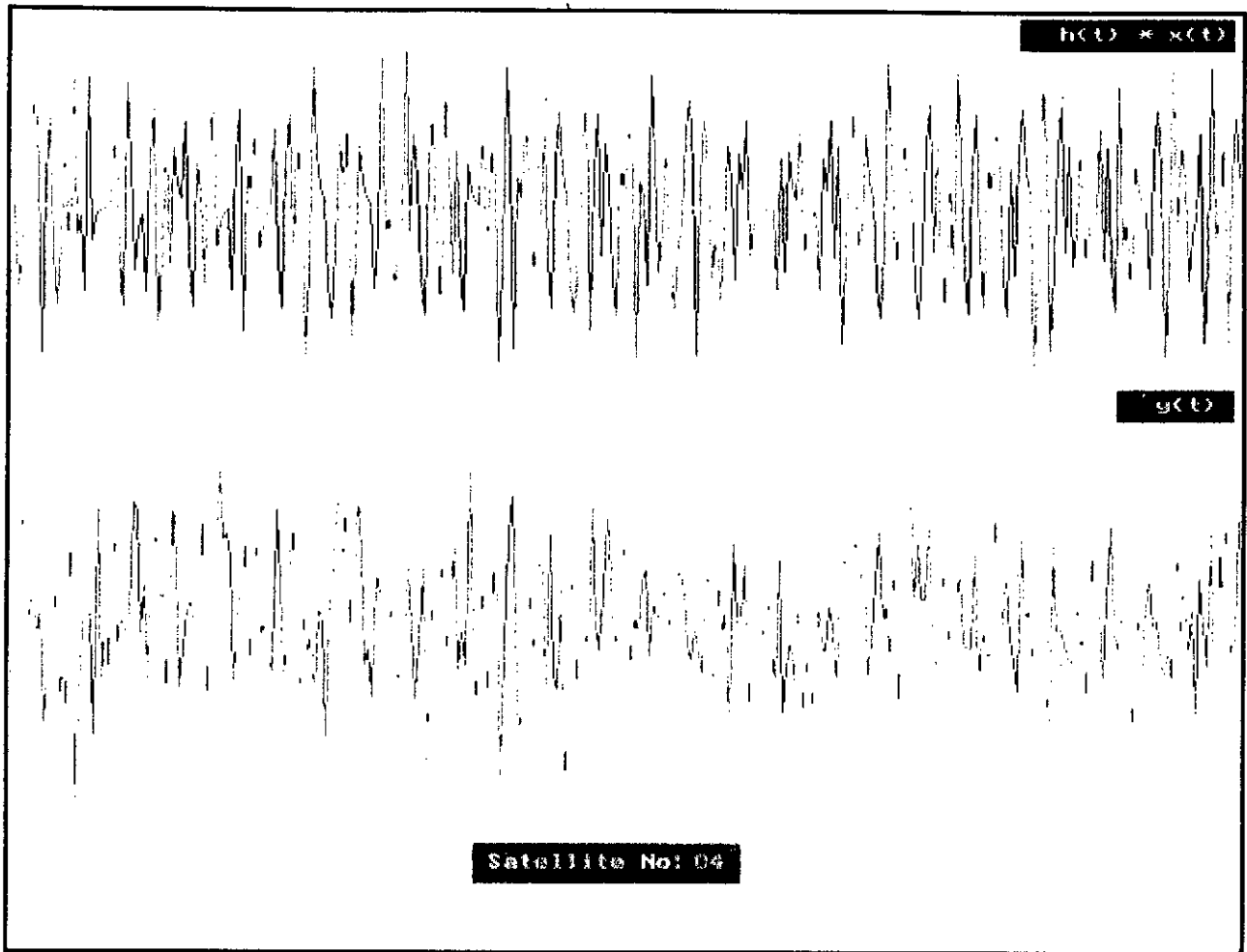


Figure 3-9. Signal à la sortie du canal : Sans bruit, et avec le bruit

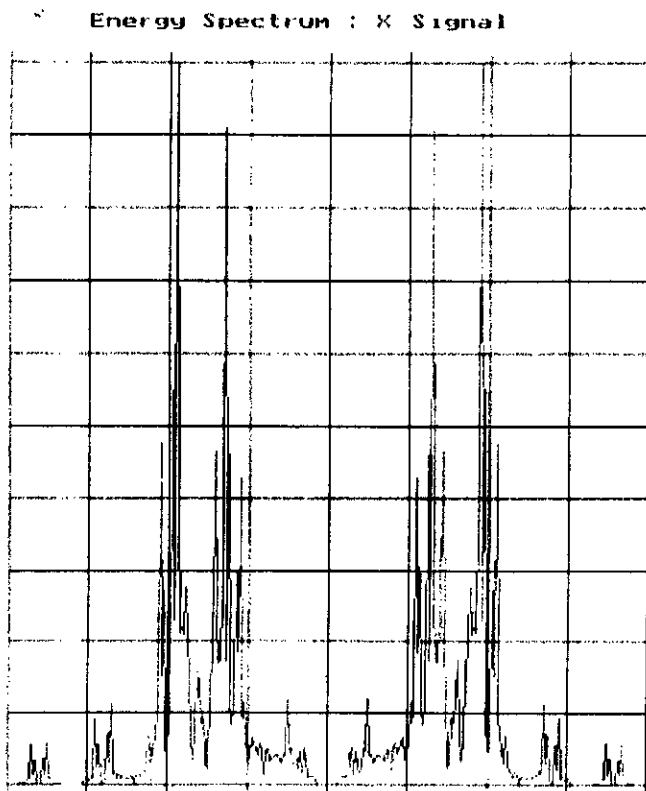


Figure 3-10 (a).

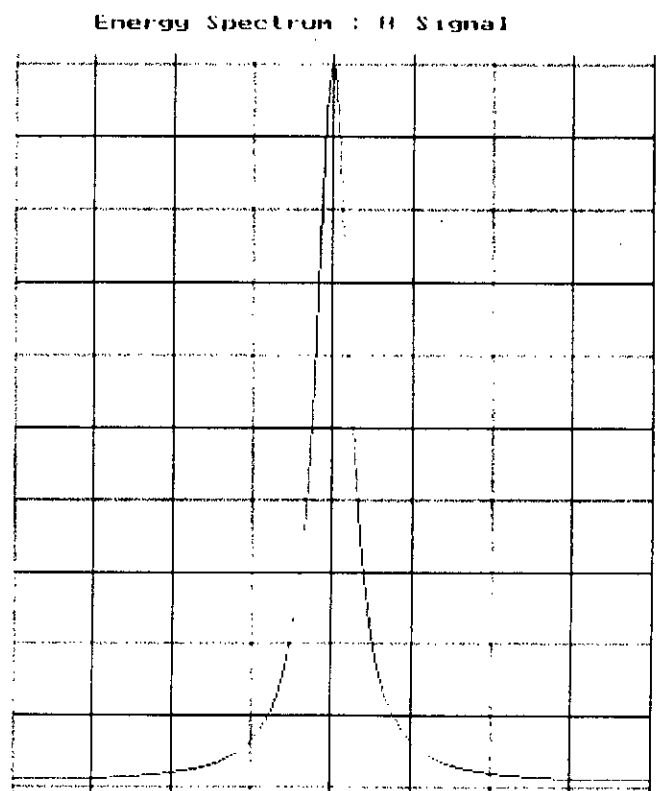
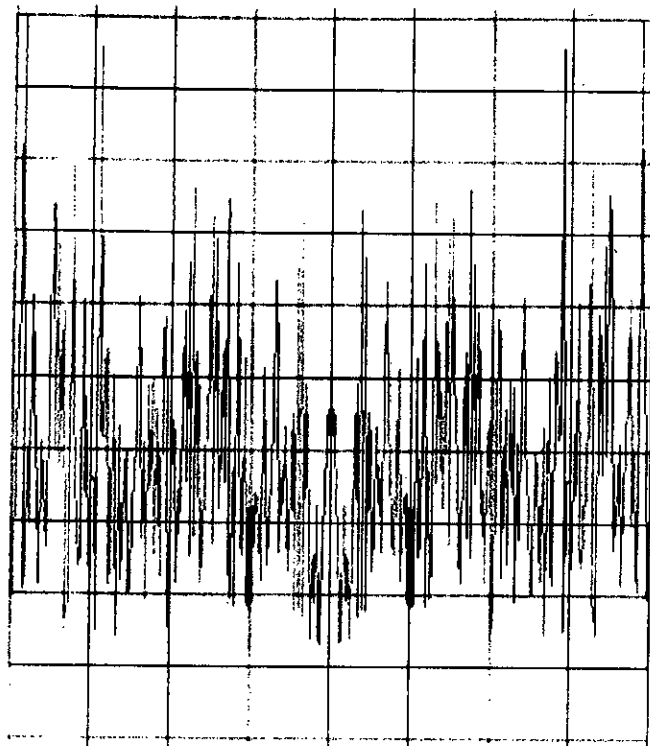


Figure 3-10 (b).

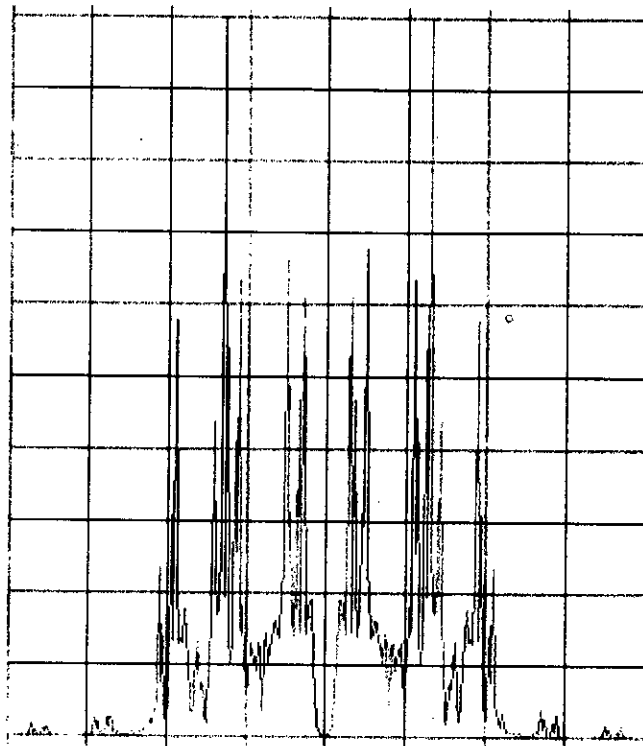
Energy Spectrum : N Signal



Satellite No : 04

Figure 3-10 (c).

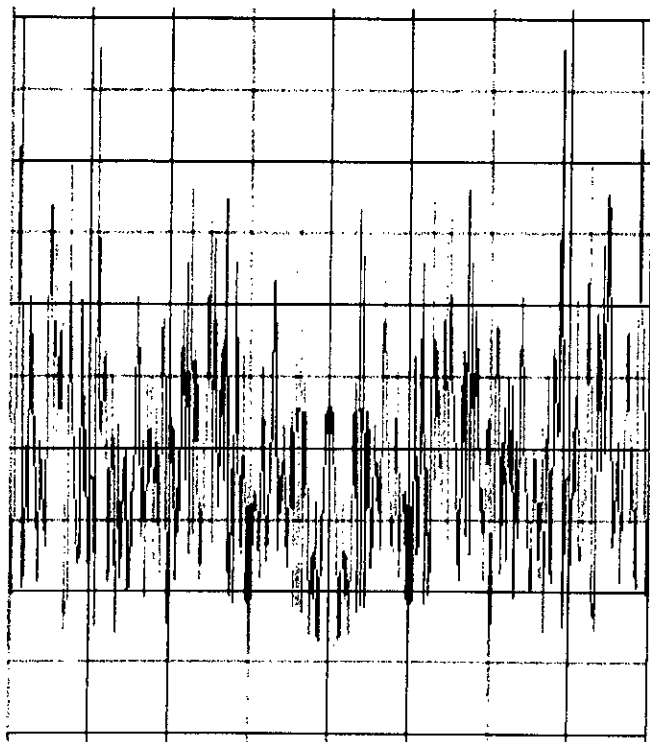
Energy Spectrum : HX Signal



Satellite No : 04

Figure 3-10 (d).

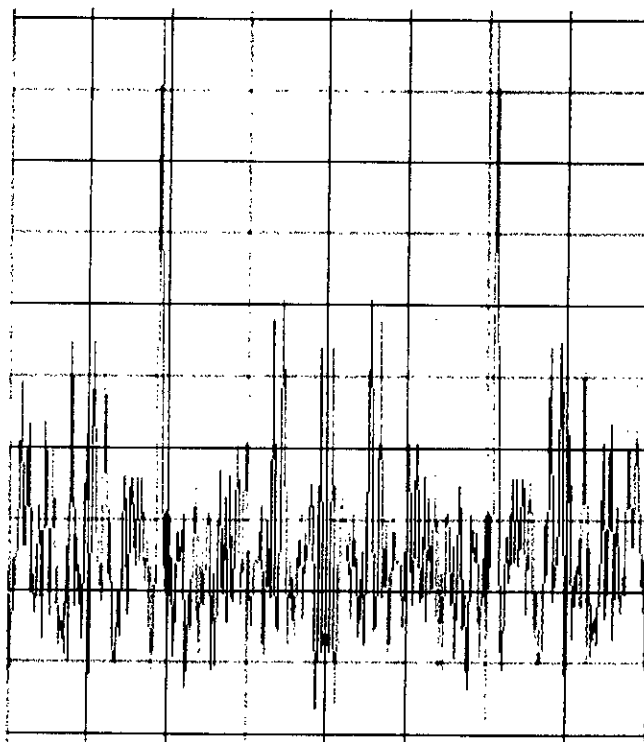
Energy Spectrum : Y Signal



Satellite No : 04

Figure 3-10 (e).

Energy Spectrum : R Signal



Received Signal

Figure 3-11 (a).

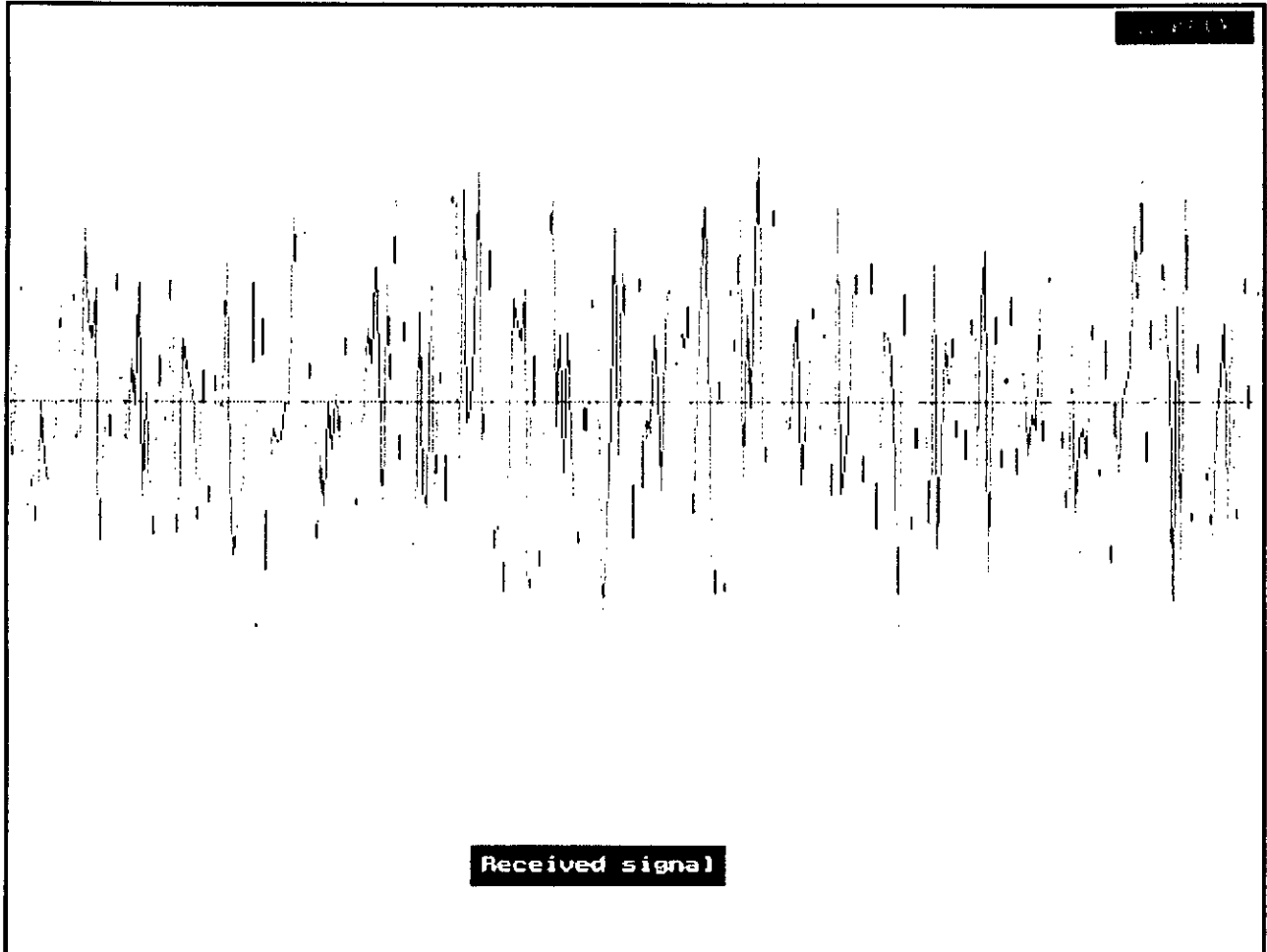


Figure 3-11(b).

Le programme que nous avons développé sous langage PASCAL, nous a montré les différents signaux et leurs spectres à chaque niveau de la chaîne, on peut penser à proposer un modèle pour ce qui deviendra par la suite un récepteur GPS.

Le modèle est donné pour l'instant en « schéma bloc », et nous voyons par la suite le circuit électronique en associant à chaque bloc fonctionnel le circuit approprié.

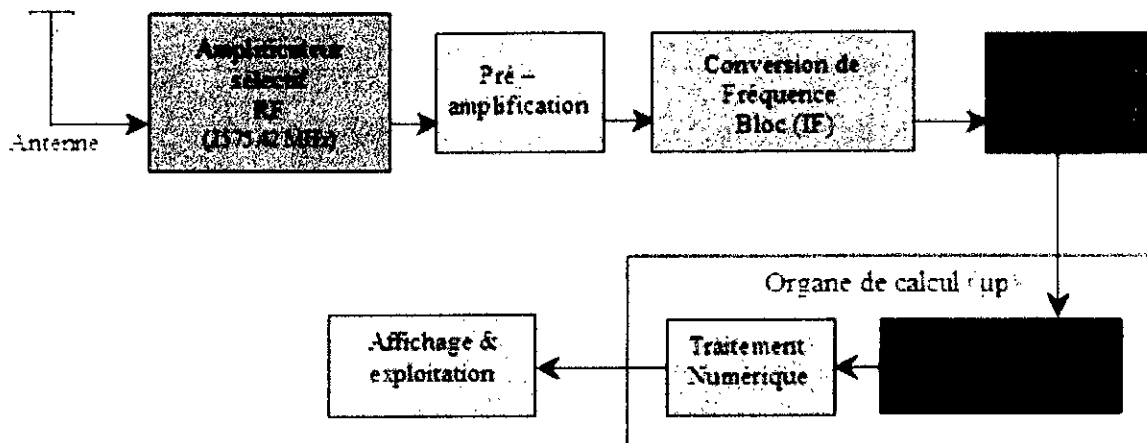


Figure 3-12. Le schéma fonctionnel du récepteur GPS.

Ce récepteur comporte deux grandes parties :

- Une partie manipulant les signaux analogiques : dans cette étape, on récupère le signal informatif (le signal contient le message de navigation).
- Une deuxième partie manipulant les signaux numériques : dans cette étape, on extrait les paramètres permettant le calcul de la position.

La partie analogique comporte :

- l'antenne de réception : qui sert à un point d'entrée du récepteur, elle doit avoir un diagramme de rayonnement qui couvre pratiquement toutes les directions, en plus, du fait que les signaux émis par l'ensemble des satellites ont une polarisation circulaire, et ceci afin d'éviter le déphasage introduit par la variation de l'indice de réfraction des couches d'atmosphère, et pour en plus doubler la capacité du canal (émission sur les deux directions : verticale et horizontale), l'antenne de réception doit avoir le même type de polarisation (antenne hélice) pour augmenter la couverture de l'antenne.
- un amplificateur sélectif RF : centré à 1575.42 MHz, cet amplificateur sert d'abord à compresser le signal et puis à limiter la bande de fréquence à manipuler et aussi rejeter les signaux inutiles.

- un pré-amplificateur à faible bruit (LNA): les fortes atténuations apportées au signaux, dues à la nature dispersive du canal de transmission qui est l'atmosphère de la Terre, font de telle sorte que le niveau d'énergie des signaux reçus soit tellement faible qu'ils sont pratiquement imperceptibles (dans les environs de -160 dBW), il est à noter aussi que le type de transmission utilisé (dit à **spectre étalé**) fait réduire l'énergie dans la bande de base du signal en étalant le spectre par modulation du signal message par une séquence pseudo - aléatoire ayant une fréquence de bit plus élevée que celle du signal message. Tous ce qu'on vient de dire implique la nécessité d'une amplification appropriée du signal car on doit amplifier seulement le signal utile et non pas associé avec le bruit, cette dissociation n'est pas assez simple, d'où vient la nécessité d'utilisé un pré - amplificateur car il est moins sensible au bruit (facteur du bruit faible) et parce qu'il engendre le moins de bruit de fond, et aussi parce que le facteur de bruit de tout le récepteur dépend essentiellement de celui-ci situé à l'entrée de la chaîne (formule de Friis).

$$F = F_1 + \frac{F_2 - 1}{G_1} + \frac{F_3 - 1}{G_1 G_2} + \dots + \frac{F_n - 1}{G_1 G_1 \dots G_{n-1}} \quad (3-2)$$

- un circuit de conversion de fréquence : le signal émis a été modulé afin de l'adapter au canal, cette modulation consiste à une transposition de fréquence, ce qui fait qu'au niveau du récepteur, on doit ramener le signal à une fréquence inférieure, et ceci encore par transposition de fréquence, suivie d'un filtrage pour éliminer les signaux semblables d'être inutiles
- un circuit convertisseur Analogique Digital (A/D) : pour numériser le signal afin qu'il puisse être manipuler par les circuits numériques (bloc d'auto corrélation, et l'organe de calcul), cette opération intègre trois sous traitements, à savoir, l'échantillonnage, la quantification, et le codage, pour l'échantillonnage, on doit procéder en respectant la limite de **SHANON**.

La partie numérique comporte :

- un bloc de démodulation (bloc auto corrélation) : on a mentionné avant que le signal message a été modulé par une séquence pseudo - aléatoire, l'opération de démodulation à ce point ne concerne pas les signaux analogique, mais plutôt les signaux numérisés, afin de dissocier le signal message, du code (ou de la séquence) pseudo - aléatoire utilisé à l'émetteur pour l'étalement du spectre. On récupère à la sortie de ce bloc, le signal message à sa bande de base.
- l'organe de calcul : c'est le circuit (ou l'ensemble de circuits) qui vont effectuer les différents traitements jusqu'à l'obtention de la position cherchée.
- et en fin, un dispositif d'affichage, ou n'importe quel autre dispositif exploitant la position obtenue.

3-3-3. ANALYSE DES DIFFERENTES APPROCHES

Notre système est constitué de deux grandes parties :

- partie acquisition (manipulant des signaux analogiques) : on récupère le signal porteur de l'information utile
- partie numérique (manipulation des signaux numériques) : on extrait les paramètres permettant le calcul de la position

Pour la première partie, et puisqu'on a une contrainte de la fréquence (domaine des HF) ; on ne peut pas numériser le traitement à ce stade, donc on n'a pas de multitude de choix dans cette partie.

Par contre dans la partie numérique, le bloc de traitement comporte un organe de calcul qui dépend de la méthodologie choisie pour faire ce traitement. On a deux approches possibles :

La première c'est d'utiliser un ordinateur hôte, et de prendre le matériel comme une extension de l'ordinateur communicant à travers une liaison ou un port donné, l'ordinateur hôte récupère le signal contenant le message de navigation et puis extrait les paramètres dont il a besoin pour le calcul de la position, On plus, il commande et contrôle cette carte d'extension. Le choix de cette approche nous donne un bénéfice notable, surtout sur le côté coût et temps de développement, mais le problème c'est que

me
 dans ce cas on peut pas intégrer le récepteur dans ce qu'on nomme SIG (Systèmes d'Informations Géographiques), parce qu'il a besoin toujours de l'ordinateur hôte, comme module d'affichage, de contrôle et de commande, et pour l'exécution du programme en cas d'application de cartographie.

La deuxième approche consiste à faire un développement pareil mais afin d'intégrer le récepteur dans une application SIG (navigation, cartographie, géodésie), ceci nécessite un équipement de traitement qui doit être assez petit que possible et assez puissant que nécessaire pour effectuer la tâche voulue. En plus, le récepteur doit fonctionner seul (système autonome), un exemple est d'utiliser un processeur de traitement de signal (DSP) ou n'importe quel autre contrôleur, ce choix exige encore une fois le passage par un ordinateur hôte, mais, ceci seulement pendant la phase de développement, cette approche a l'avantage de pouvoir encore intégrer le récepteur dans d'autres applications.

3-3-4. CHOIX DE LA TECHNIQUE

D'après cet analyse, il nous semble que notre tendance est vers la deuxième approche, parce qu'on cherche un système *portatif*, ayant la possibilité d'intégration dans d'autres systèmes, et être autonome, et tous ça est offert par la deuxième approche.

3-3-5. REPARTITION MATERIEL / LOGICIEL

D'après ce qu'on a vu jusqu'à maintenant, et d'après le schéma fonctionnel proposé, de la figure 3-12, les blocs qui ne peuvent être que matérielles sont :

- le bloc de la sélection RF ;
- le bloc de pré- amplification ;
- le bloc de la conversion de fréquence intermédiaire IF ;
- le convertisseur A/D ;

A propos du reste de la chaîne, ils sont tous composés d'une plate forme matérielle et d'une ou plusieurs couches logicielles.

Concernant la répartition en module fonctionnel, le schéma bloc ainsi proposé ~~est~~ déjà achevé cette tâche. Et on n'a rien à décomposer en sous fonction.

3-3-6. LA SIMULATION

3-3-6-1. OBJECTIFS ET PROBLEMES

Le but de cette simulation était de valider le modèle du récepteur, en essayant de récupérer les différents signaux « message » émis à partir d'un nuage composé de plusieurs signaux émis sur la même fréquence, convolués avec différents canaux, (en quelque sorte, une séparation de sources), mais malheureusement, au fur et à mesure, on a rencontré des problèmes au niveau de la réalisation, de telle façon qu'on n'a pas pu achever cette conception et de là, le but de cette étape est devenu : simuler ce qui fait le récepteur réellement.

Cette simulation s'étend normalement, du bloc « émetteur » jusqu'à la fin de la partie acquisition du bloc « récepteur », le reste de la chaîne c'est l'exploitation des données obtenues pour résoudre le système d'équations pour avoir de la position (donc inutile de simuler cette deuxième partie).

Cette étape, qui nous fait gagner de l'argent du point de vue coût de développement, aussi bien du temps, elle nécessite deux paramètres : la fréquence de simulation FS, et la durée de simulation TS. Nous devons respecter la limite de SHANON dans le choix de FS, qui devra être deux fois au minimum, plus grande que L1 ; la plus grande fréquence contenue dans nos signaux, donc $FS = A \cdot L_1$; ($A \geq 2$). Or $L_1 = B \cdot F_0$, qui donne : $FS = A \cdot B \cdot F_0$. D'autre part, nous avons pris TS égale à la période T_{NAV} du signal « message » : $TS = T_{NAV}$

On donne :

$$T_{NAV} = \frac{N_{NAV}}{F_{NAV}}, \text{ et sachant que } T_{0_NAV} = \frac{1}{F_{NAV}} = C \cdot T_{CIA} \text{ et } T_{CIA} = N_{CIA} \cdot T_{0_CIA}$$

$$\text{Encore } T_{0_CIA} = D \cdot T_{0_P(Y)} \text{ et } F_p = F_0$$

Donc, la plus petite durée de bit, est celle du code P(Y), ce qui donne pour TS, la durée de simulation, un nombre N de bits qui vaut : $N = \frac{TS}{T_{0_P(Y)}} = N_{NAV} \cdot N_{CIA} \cdot C \cdot D$

Chacun de ces bits sera modulé en BPSK, par la fréquence L1, et pour faire de la simulation, le signal issu sera échantillonné à la fréquence FS. Le nombre total d'échantillons à traiter sera donc :

$$N_e = A \cdot B \cdot C \cdot D \cdot N_{NAV} \cdot N_{CIA}$$

APPLICATION :

A = 8 ; (rapport de SHANON, détermine la résolution du traitement)

B=154 ; C=20 ; D=10 ; $N_{NAV}=1500$; $N_{C/A}=1023$; (système GPS)

On aura : $N_e \approx 378.E+09$ échantillons,

CONCLUSION

Devant ce nombre astronomique d'échantillons, on ne peut pas en aucun cas procéder cette simulation, (temps d'exécution infini, mémoire vive insuffisante (il est impossible de réserver un vecteur ayant une telle taille), ce qui nous oblige à travailler, sur la mémoire de masse (disque dur), mais, l'espace de stockage sera aussi insuffisant, (chaque échantillon est un nombre réel représenté dans un fichier sur 19 octets, et tous ça pour un seul signal, et sachant qu'on a à manipuler plusieurs signaux et on va effectuer le traitement sur plusieurs satellites, et encore, pour le calcul des produits de convolution, de la fonction de corrélation, transformées de Fourier (calcul des spectres), il y'aura une impossibilité de faire ces opérations sur un signal à durée illimitée , malgré qu'on peut utiliser la propriété de « fenêtrage » (limitation du nombre d'échantillons à traiter), mais cela, va introduire des imprécisions sur les résultats, et lorsque on les utilise dans d'autres fonctions, il y'aura une propagation de ces erreurs.

Après ce diagnostic et du fait que l'étape de simulation est importante, on a posé des hypothèses simplificatrices.

3-3-6-2. HYPOTHESES ET CONFIGURATION

Pour ce débarrasser de ce problème, et pour livrer le signal qui va être traité par le bloc « RECEPTEUR », plusieurs hypothèses ont été mis en place :

- réduire les dimensions du système : diminuer le nombre de satellites à manipuler (visibles et masqués seulement),
- Pour le bloc « EMETTEUR » :
 - Réduire les longueurs de NAV, C/A, P(Y), en gardant leurs propriétés :
 1. Ils sont des codes pseudo- aléatoires (ce qui implique certaines propriétés de corrélation), pour C/A, P(Y) ;
 2. Unicité des code NAV, C/A, P(Y) pour chaque satellite (pour C/A et P(Y), elle est vérifiée par le modèle de génération)

- Pour le signal NAV : le but c'est de récupérer ce signal, c'est pour ça, il est généré aléatoirement (en gardant l'unicité), sa longueur n'est pas très importante, bien qu'elle doit être suffisante pour avoir l'unicité (au minimum de longueur de n bits tel que $2^n \geq$ nombre de satellites).
 - Pour le code C/A : on garde le même modèle de base, en changeant seulement le polynôme générateur,
 - Pour le code P(Y) : ce code existe dans le SPS, aussi bien que dans le PPS, donc émis sur L_1 , L_2 , mais il n'est pas utilisé dans le cas du SPS. Bien qu'il est destiné pour un usage restreint, et que sa procédure de génération est assez complexe, et on ne dispose pas de toutes les informations qui permet la génération de ce code, il sera impossible de générer ce code suivant le modèle original, notre solution consiste à générer ce code suivant un autre modèle modifié, en respectant évidemment, ses propriétés et en plus ses particularités par rapport au code C/A :
 1. P(Y) est plus long que C/A
 2. la fréquence de bit du code P(Y) égale à la fréquence de base F_0 , est supérieure à la fréquence de bit du code C/A.
 - Pour les ondes porteuses ; L_2 n'est pas utilisée parce qu'elle est inutile pour le service SPS. Concernant L_1 , on l'a choisi en diminuant sa valeur (elle doit être un multiple entier de la fréquence de base F_0).
- Pour le bloc « CANAL » : le but d'introduire le canal est d'abord, avoir un système de communication complet. Et en deuxième lieu, d'introduire des effets représentant la réponse du canal sur les signaux émis.
- On a dit que le canal est caractérisé par différents facteurs, et puisque notre but n'est pas de modéliser exactement ce canal, on a fait le choix sur un canal caractérisé seulement par sa forte atténuation. Ce modèle est considéré comme constant pendant la durée de simulation.
- L'autre caractéristique du canal est son propre bruit, on a choisi un bruit blanc additif gaussien AWGN, et ça afin d'assurer la robustesse du système récepteur, parce que si celui-ci arrive à récupérer l'information en présence de ce bruit, alors le système sera applicable en présence d'un bruit réel. Il est

AWGN est un bruit théorique, il est le plus difficile à éliminer, voyant ces propriétés particulières).

Enfin, on note que l'aspect du temps réel n'est pas pris en compte. Et maintenant on va montrer la configuration utilisée dans notre simulation.

CONFIGURATION

A= 5 ; B = 3 ; C= 2 ; D=2.

Bloc	Grandeur	Réelle	Simulée		
système	N_{SAT}	24 satellites (visibles, invisibles, masqués)	4 satellites (3 visibles, 1 masqué)		
	$F_0 = F_p$	10.23 E+06 Hz	1020 Hz		
émetteur	$F_{C/A}$	1.023 E+06 Hz	510 Hz		
	F_{nav}	50 Hz	1 Hz		
	N_{nav}	1500 bits	4 bits		
	$N_{C/A}$	1023 bits	255 bits		
	$N_{P(Y)}$	235 469 592 765 000	4080 bits		
	T_{NAV}	30 s	4 s		
	$T_{C/A}$	1 ms	0.5 s		
	T_P	266 jours 9H 45mn (*)	4 s		
	L_I	1575.42 MHz	3060 Hz		
	T_s	∞	4 s		
	F_s	∞	15300 Hz		
	N_e	∞	61200 échantillons		
	canal	τ	Non disponible	50 ms	
H_0		Non disponible	10. E-06 \pm 10%		
α		Non disponible	Classe	α	N_{SAT}
			Visible	0.95 \pm 5%	3
			Masqué	0.15 \pm 5%	1
			Invisible	0	0
$b(t)$	Bruit thermique (-130 dB) (**)	AWGN (-10 dB)			

(*) : Tronqué à une semaine.

(**) : Il est souvent modéliser par un AWGN.

Tableau 3-2. Paramètre du système (réel et simulé).

Cette configuration rend la séparation des différents signaux plus sévère, en présence de trois sources émettrice sur la même fréquence et ayant le même ordre de grandeur.

Pour le bloc « CANAL », il est modélisé par la fonction $h(t) = \alpha \cdot H_0 \cdot e^{-\frac{t}{\tau}}$ donné en temps continue, et qui vaut en temps discret $h(n) = \alpha \cdot H_0 \cdot e^{-\frac{n}{\tau \cdot fs}}$; or α : modélise la géométrie des satellites (un coefficient d'atténuation supplémentaire ; il est proche de 0 pour les satellites masqué (angle d'élévation petite), est proche de 1 pour les satellites visibles (en quelque sorte, il représente le SIN de l'angle d'élévation ; H_0 représente l'atténuation atmosphérique appliquée sur les signaux émis.

3-3-6-3. CHOIX DU LANGAGE DE PROGRAMMATION : [22]

Il est recommandé de passer de MATLAB vers d'autres langages de programmation (C, fortran, ..) dans les cas suivantes :

- Programmes déjà existant en d'autre langage ;
- On cherche un affichage graphique personnalisé ;
- Présence de la contrainte temps d'exécution ;
- Algorithmes contenant plusieurs boucles for, while qui sont alors très lents sous MATLAB (favorisant les langages classique) ;

Dans notre cas on a à faire la génération des séquences trop longues avec un usage impératif de plusieurs boucles, on a essayé avec MATLAB mais ceci nécessitait un temps considérable. Ce qui n'est pas le cas pour le langage PASCAL, cela ne veut pas dire que celui-ci est mieux que MATLAB, mais plutôt, pour cette étape de génération, MATLAB a perdu son efficacité. Donc pour la simulation, on fait comme ceci :

Pour chaque satellite faire

Création de l'arborescence /* les différents répertoires contiendront les
fichiers de données pour le satellite
considéré */

Génération du message NAV

Test de l'unicité du message NAV

Génération du code C/A /* l'unicité est vérifiée par
la procédure de génération */

Génération du code P(Y) /* l'unicité est vérifiée par la
procédure de génération */

Modulation du NAV par C/A

Modulation du NAV par P(Y)

Modulation BPSK du signal NAV \oplus C/A

Modulation BPSK du signal NAV \oplus P(Y)

Génération du signal $x_i(t)$

Génération de la réponse $h_i(t)$

Fin pour

Suppression des fichiers temporaires

Fin Génération

Début Canal /* le programme correspond s'exécutera sous MATLAB */

Chargement des paramètres (* depuis le fichiers de communication*)

Pour chaque satellite faire

Lire signal $x_i(t)$ /* depuis le fichiers crée par la procédure de génération */

Lire réponse $h_i(t)$ /* depuis le fichiers crée par la procédure de génération*/

Calcul $x_i(t) * h_i(t)$

Génération d'un AWGN /* ayant une puissance de -10 dB */

Ajouter le bruit généré /* pour avoir le signal à la sortie du canal */

Fin pour

Suppression des fichiers temporaires

Fin Canal

```

Début Récepteur /* le programme correspond s'exécutera sous MATLAB */
  Initialiser le signal reçu /* Préparation pour le calcul de la somme */
  Pour chaque satellite faire
    Sommer du signal avec le signal reçu
  Fin pour
  Filtrage RF et amplification
  Filtrage IF et amplification
  Début numérisation
    Échantillonnage
    Quantification
    Codage
  Fin numérisation
  Décorrélacion
  Comparaison et décision
  Suppression des fichiers temporaires
Fin Récepteur

```

L'exécution de l'ensemble des programmes développés est schématisée dans la figure suivante. La subdivision de la simulation en module permet un traitement par fonction, qui facilite la mise en point du programme final (facilite le déboguage et rend la détection et la localisation des erreurs plus simple).

DESCRIPTION

La simulation commence par la vérification des propriétés de corrélation des codes C/A, P(Y) [fonctions : CDMA_1.m ; CDMA_2.m ; en utilisant la fonction InterCorr.m], puis, il va y avoir la génération des signaux [GPS.PAS, en tenant compte de la configuration dans GLOBAL.PAS], puis on passe par le canal [CANAL_a.m, CANAL_b.m font : la convolution, et la génération et l'ajout du bruit], GRAPH.m sert pour la visualisation des signaux et leurs spectres d'énergie, RECEIVER.m fait la somme des signaux obtenus à la sortie des différents canaux, et enfin, RF_Ampli_S.m ; IF_filter.m ; CAD.m ; CORR.m font les différentes opérations effectuées par le récepteur, et qu'on a déjà parlé. Et le résultat sera à la sortie du bloc « COMPARAISON & DECISION »

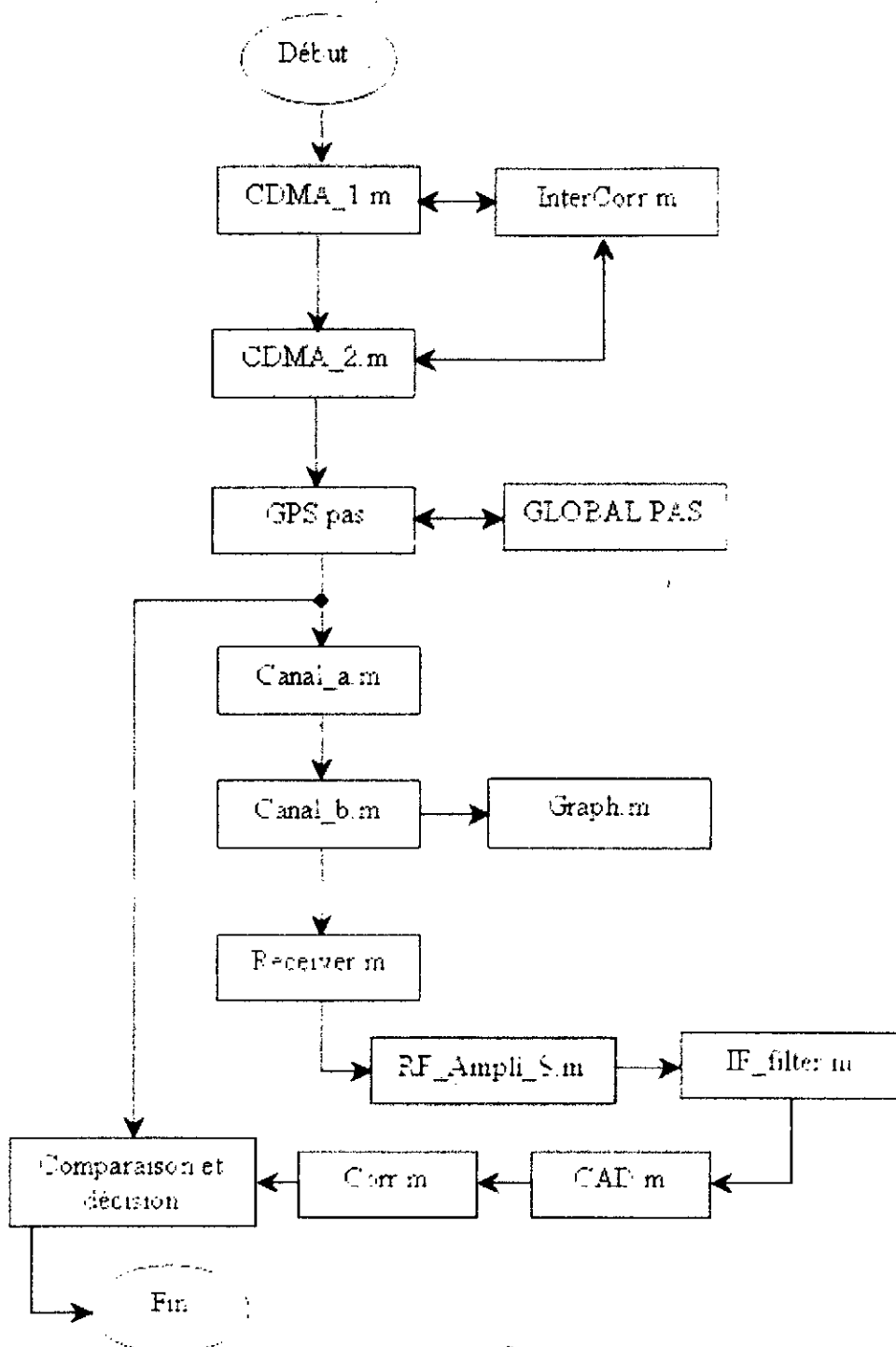


Figure 3-13. La structure associée à la simulation.

3-3-6-5. RESULTATS OBTENUS ET INTERPRETATIONS

D'abord, il faut noter que, à cause du manque de temps, la simulation n'a pas pu être accomplie, nous voyons dans ce qui suit, les résultats obtenus jusqu' à la fonction RF_Ampli_S.m accompagnés des interprétations.

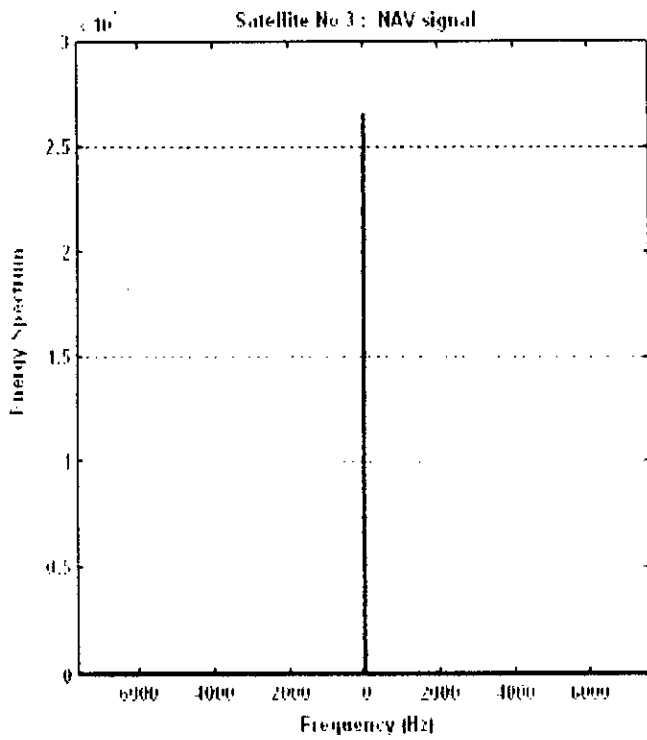


Figure 3-14.

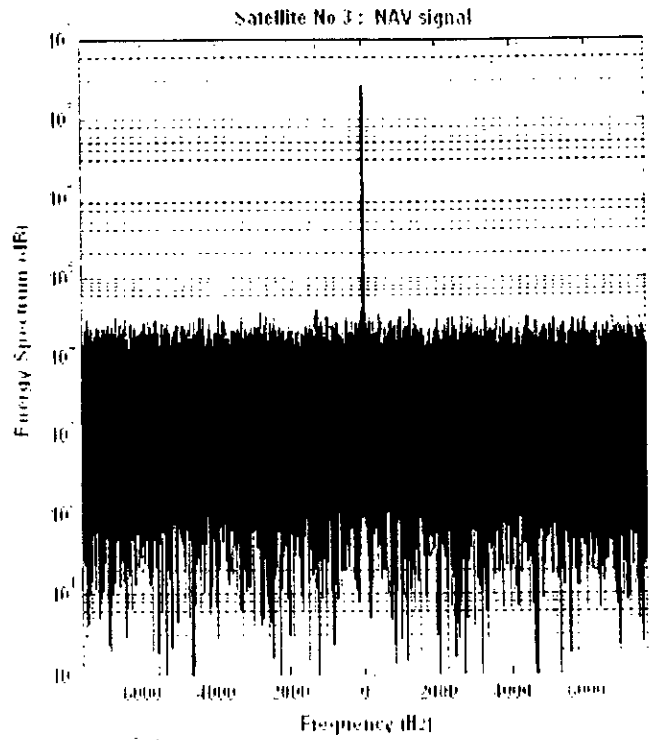


Figure 3-15 (a).

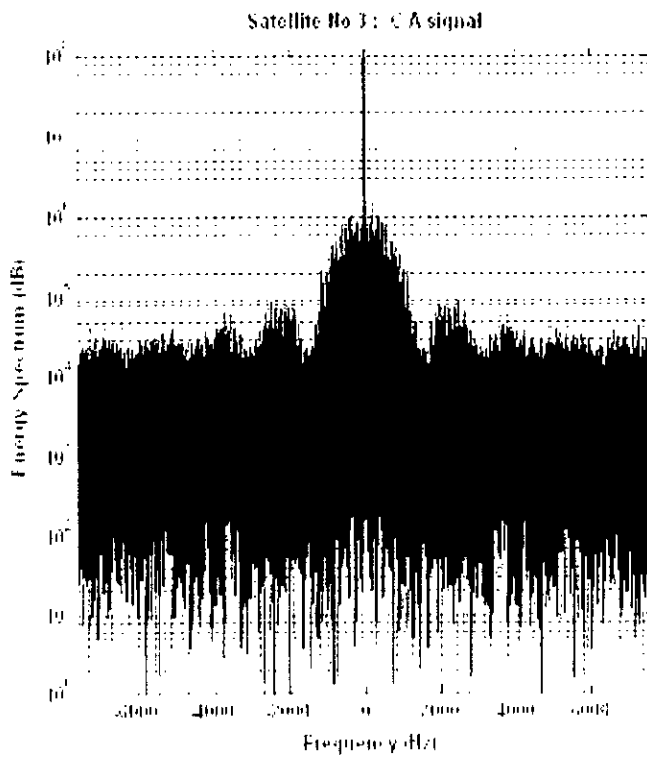


Figure 3-15 (b).

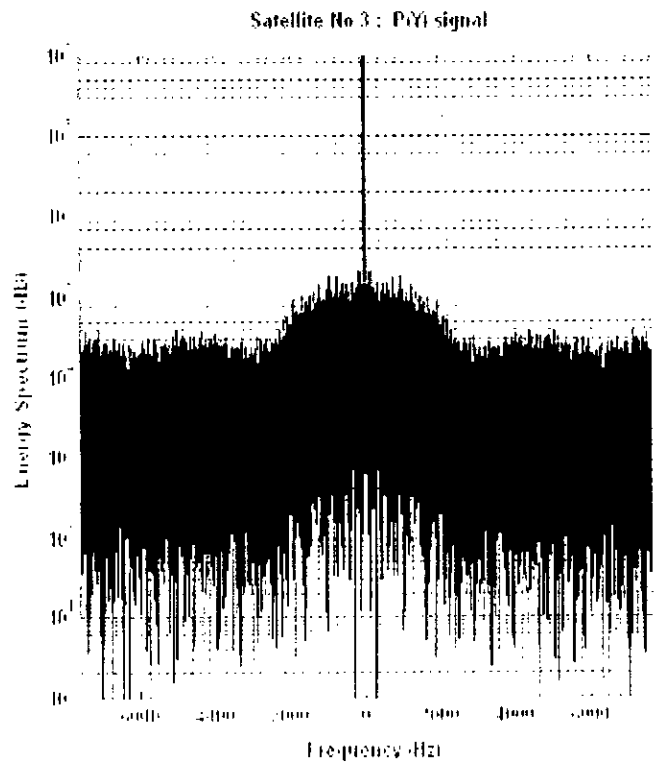


Figure 3-15 (c).

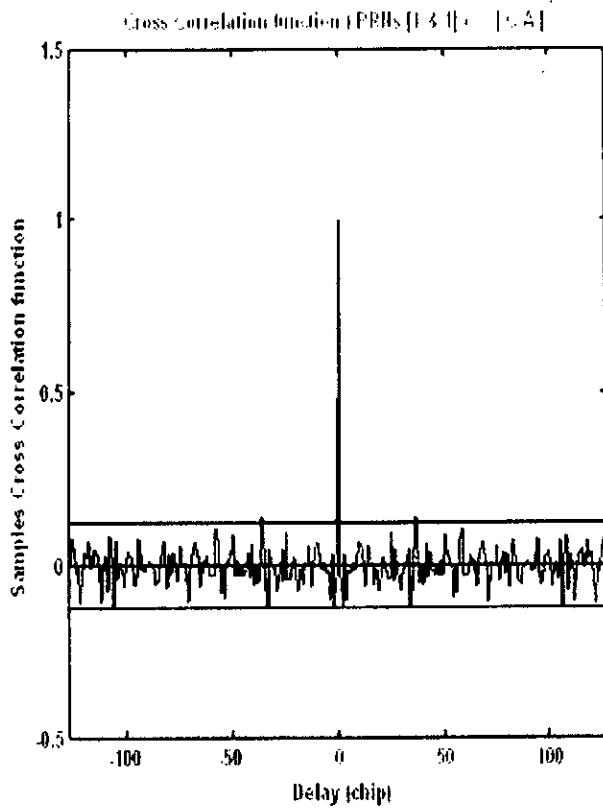


Figure 3-16 (a).

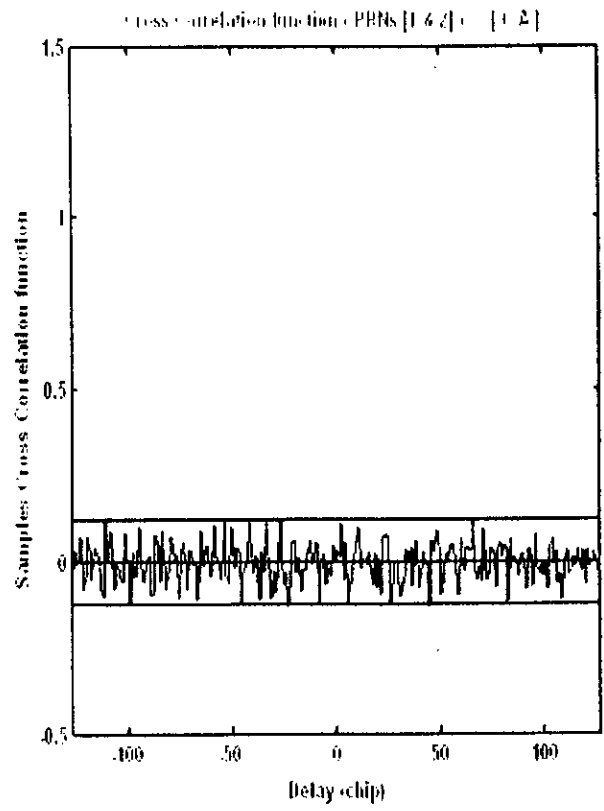


Figure 3-16 (b).

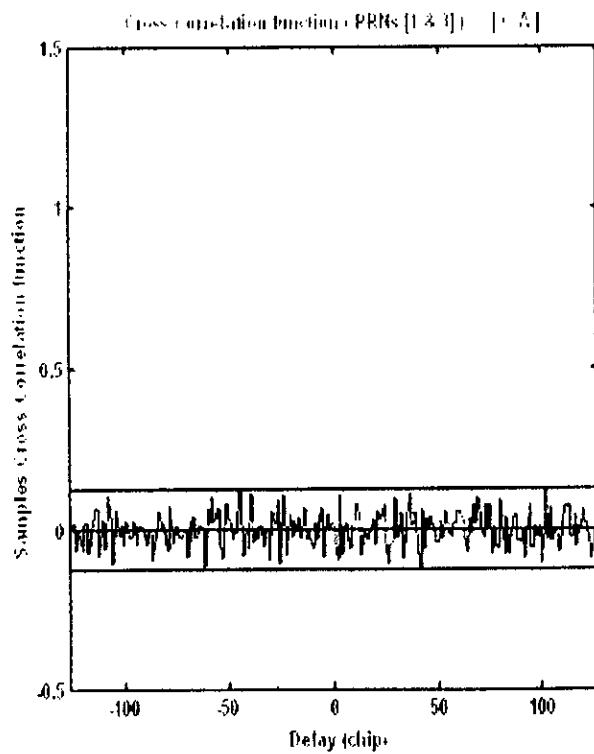


Figure 3-16 (c).

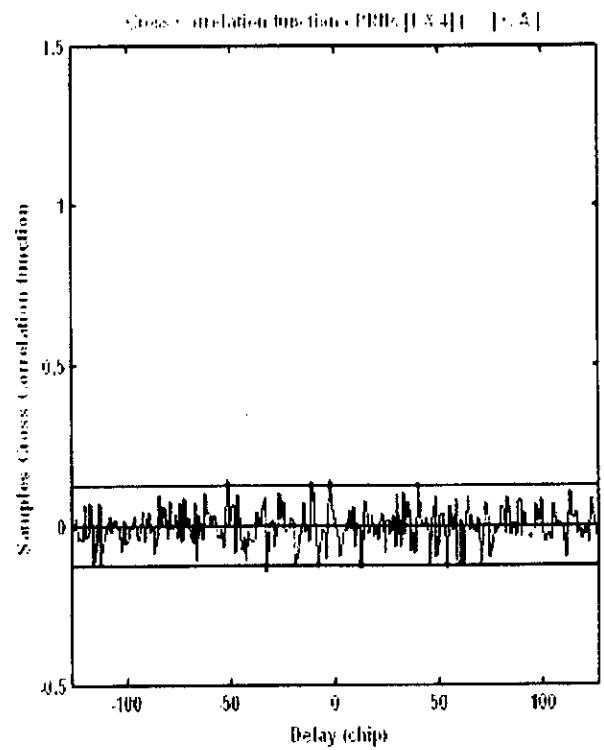


Figure 3-16 (d).

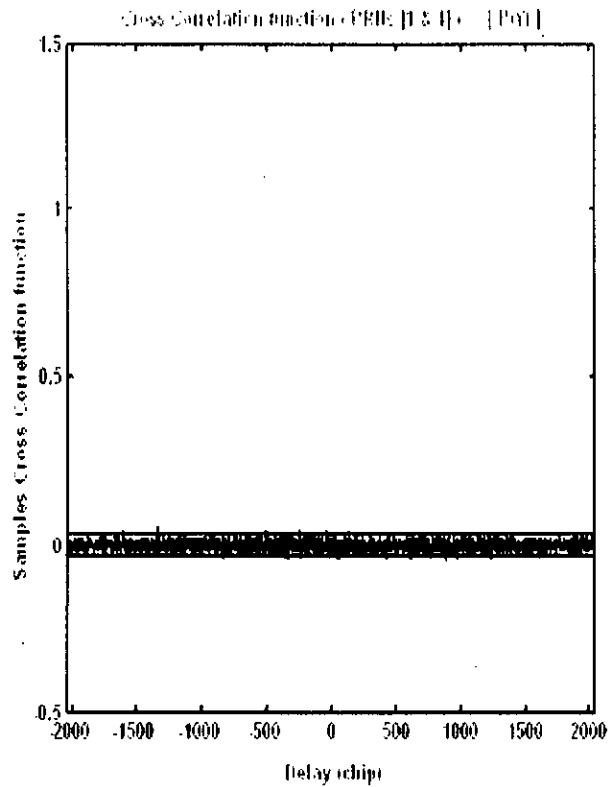


Figure 3-17 (a).

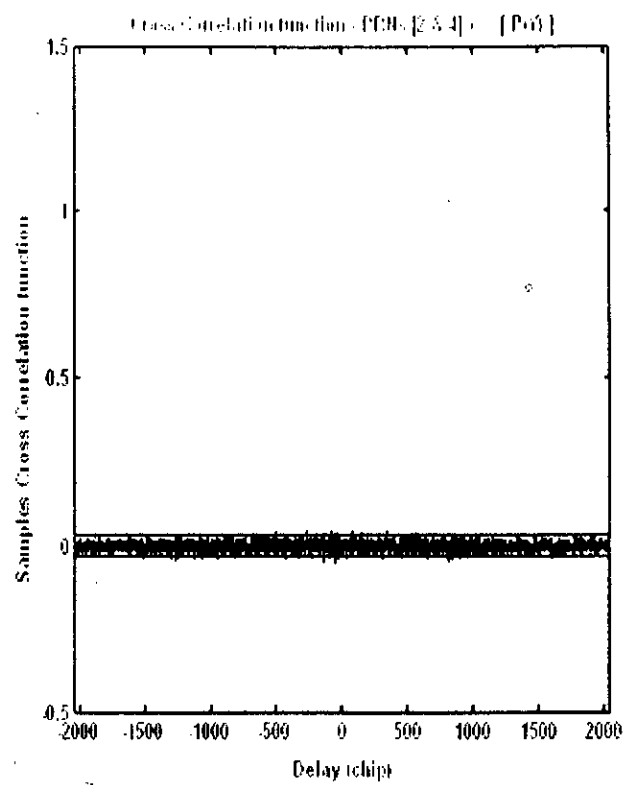


Figure 3-17 (b).

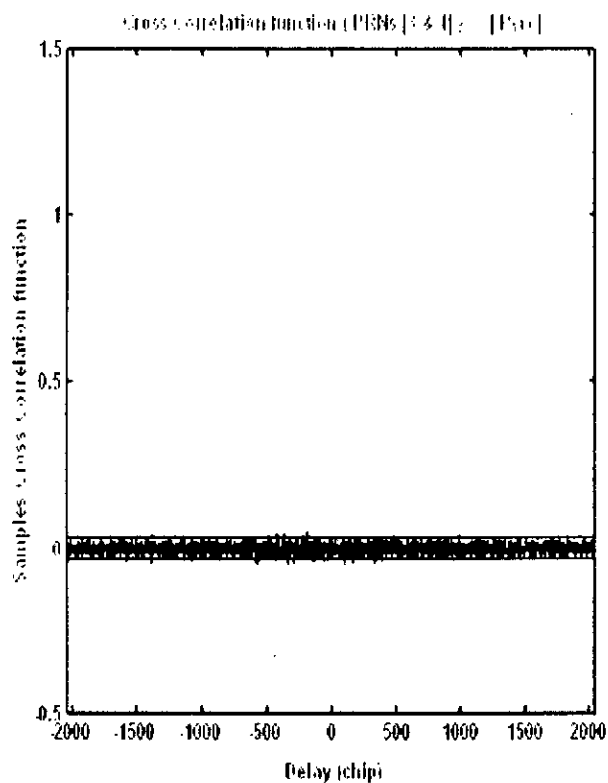


Figure 3-17 (c).

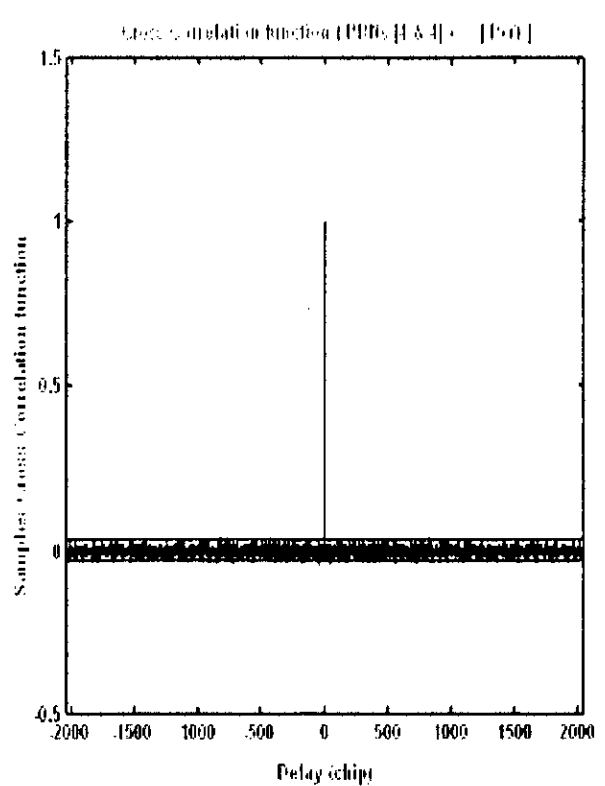


Figure 3-17 (d).

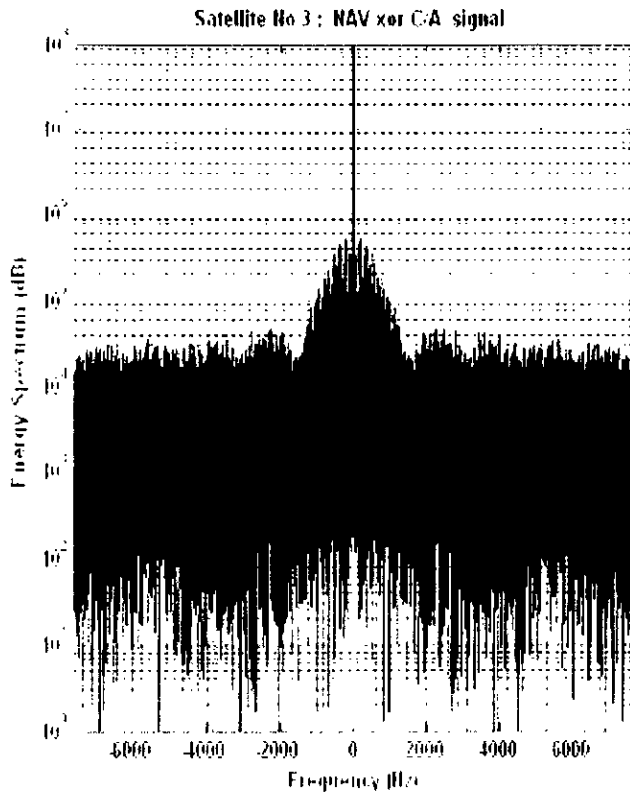


Figure 3-18 (a).

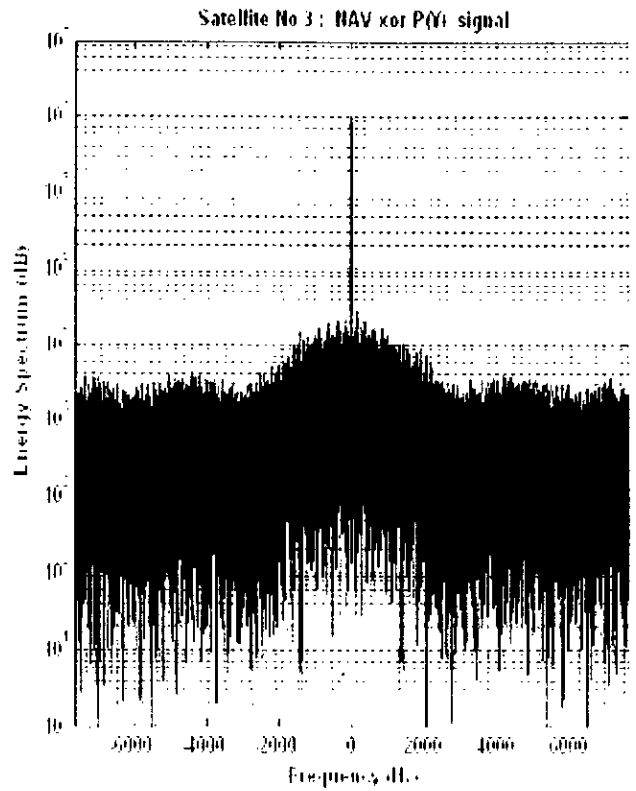


Figure 3-18 (b).

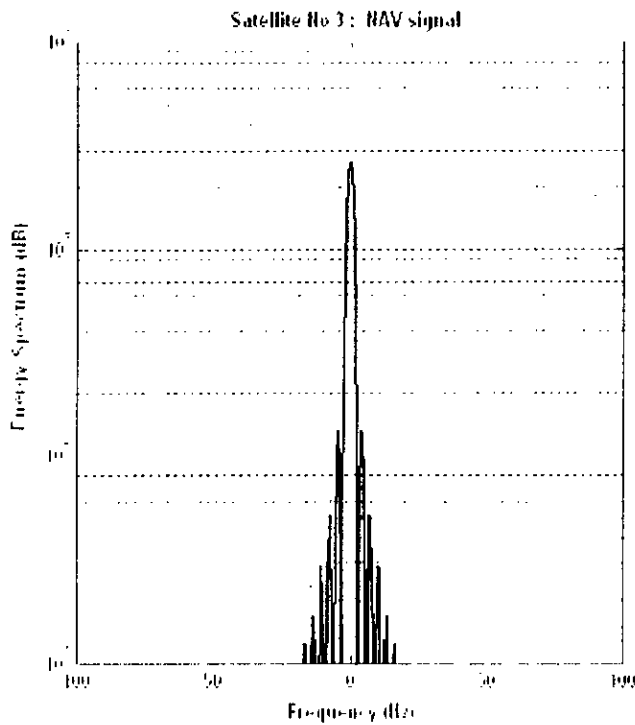


Figure 3-19 (a).

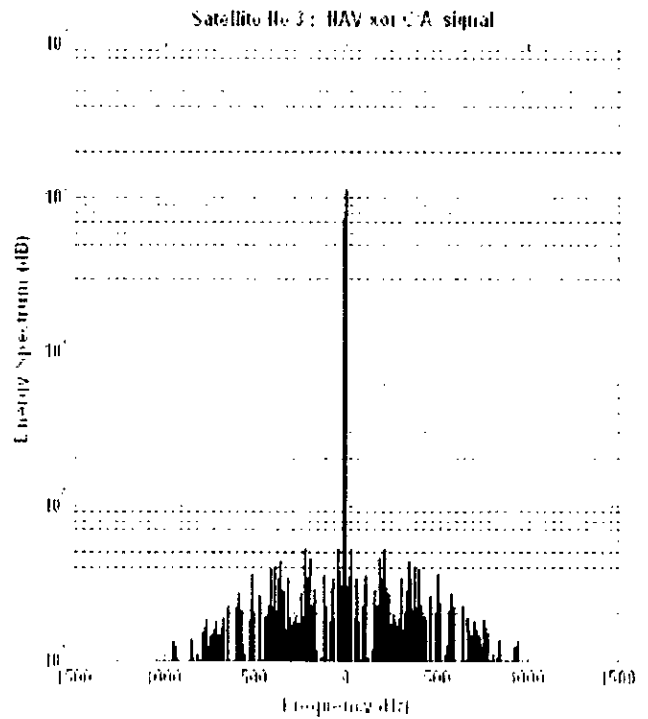


Figure 3-19 (b).

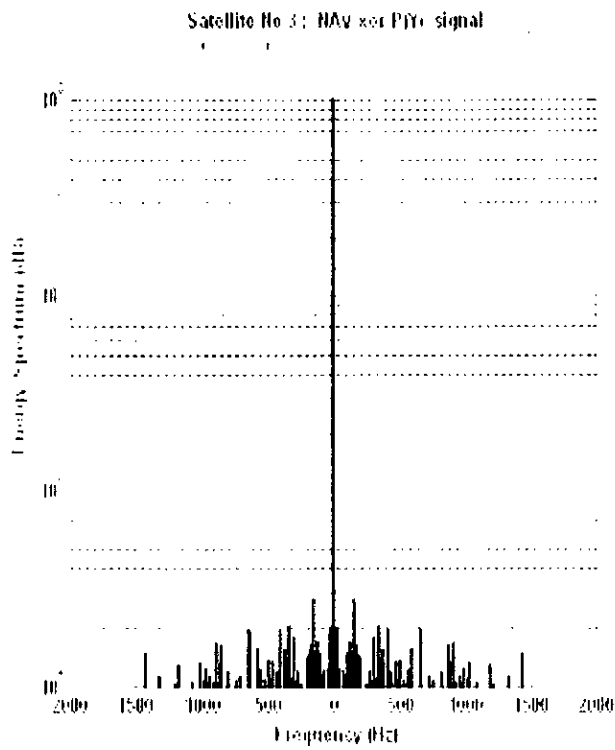


Figure 3-19 (c).

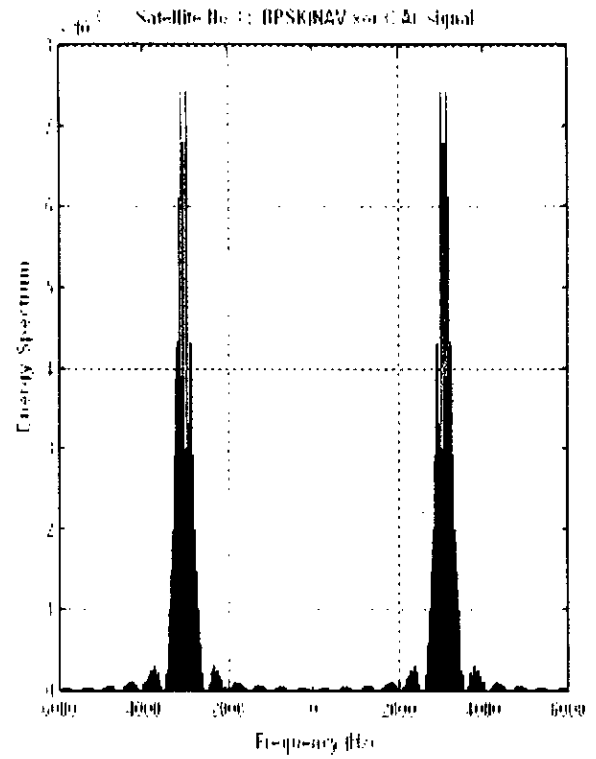


Figure 3-20 (a).

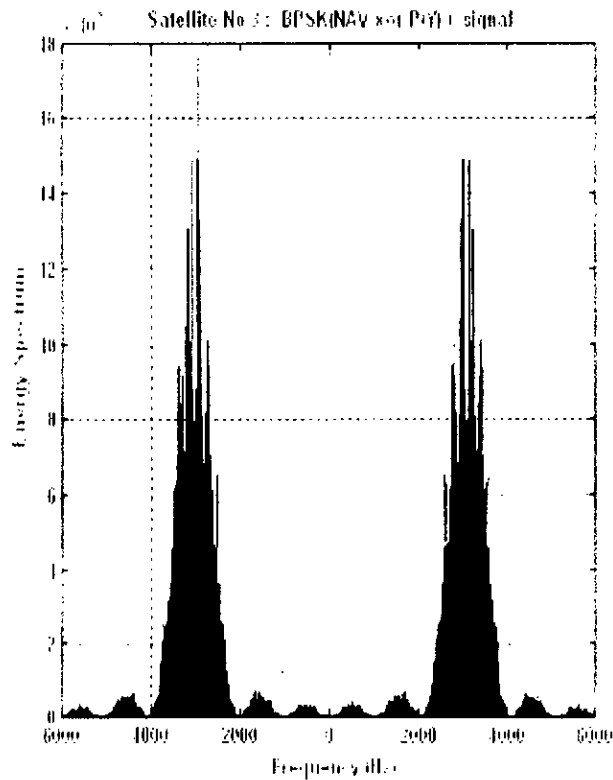


Figure 3-20 (b).

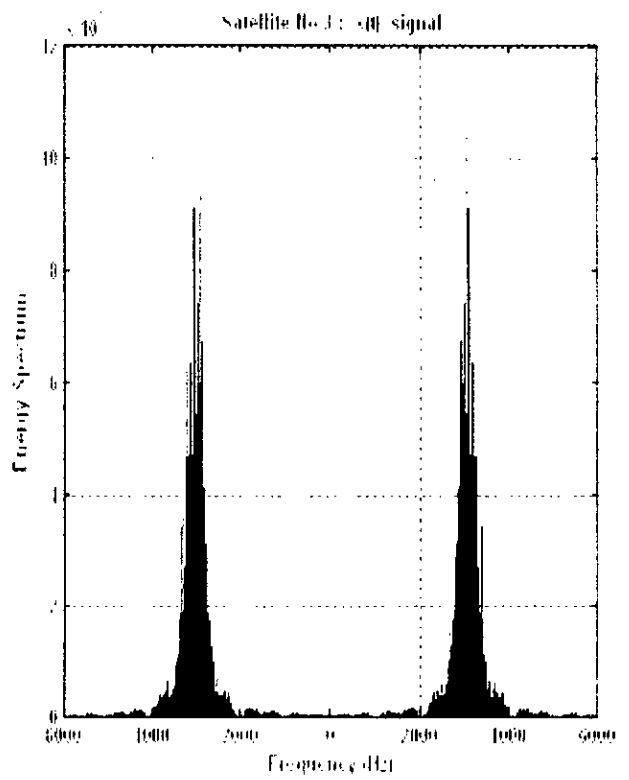


Figure 3-21.

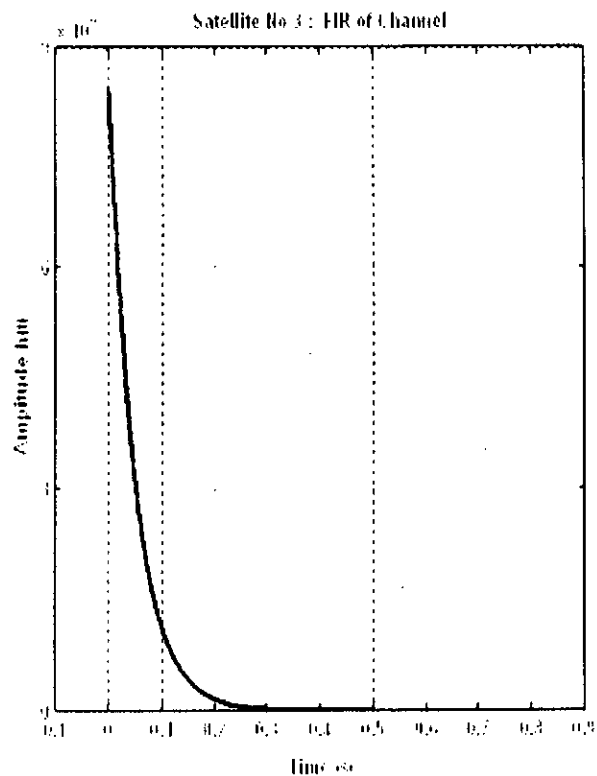


Figure 3-22 (a).

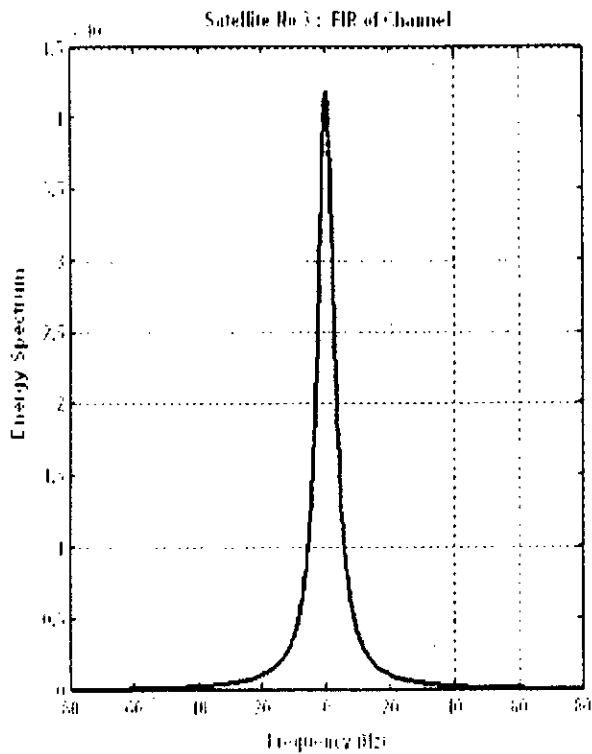


Figure 3-22 (b).

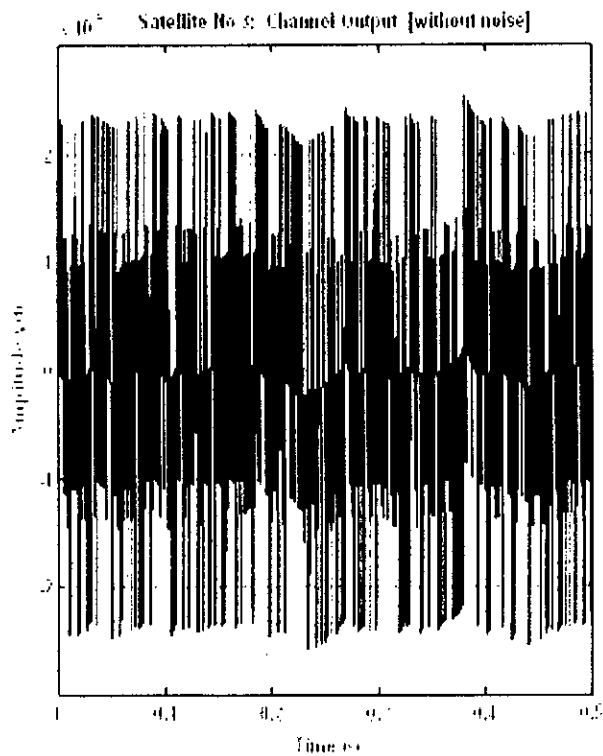


Figure 3-23 (a).

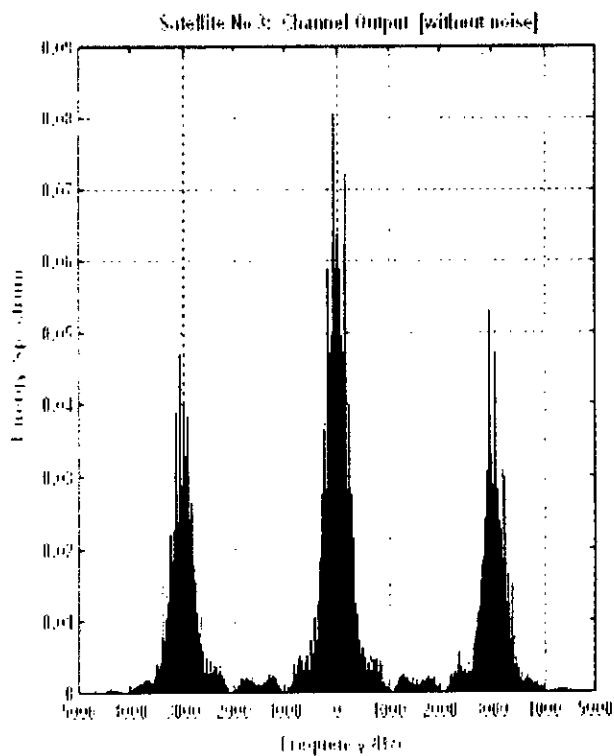


Figure 3-23 (b).

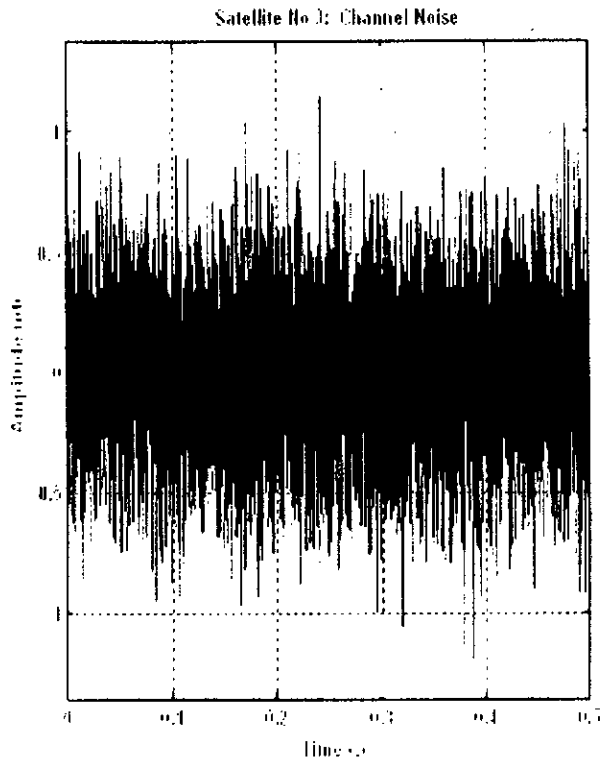


Figure 3-24 (a).

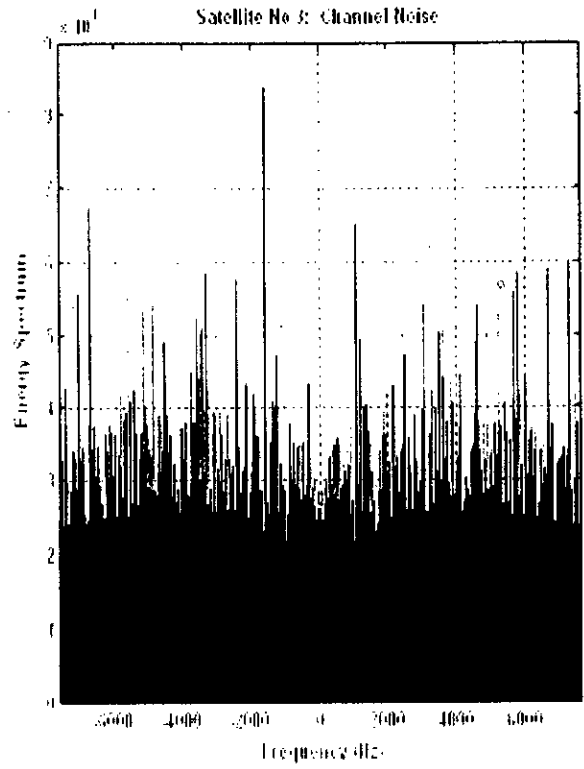


Figure 3-24 (b).

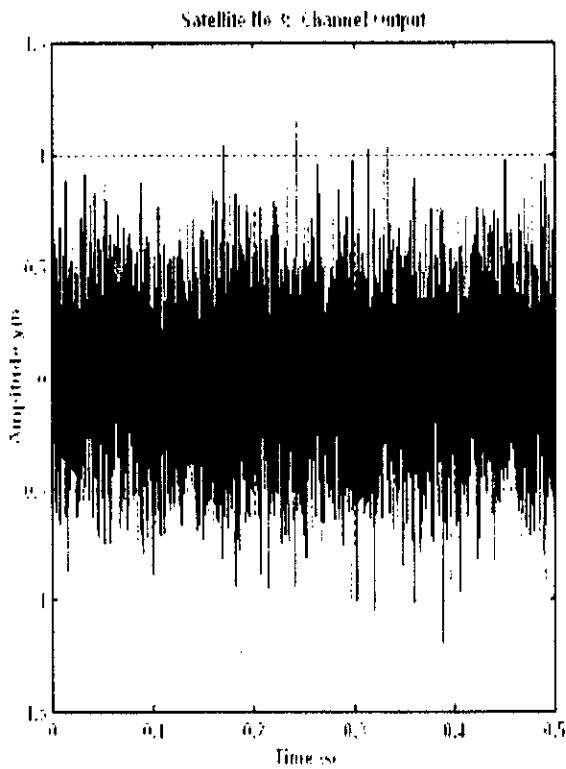


Figure 3-25 (a).

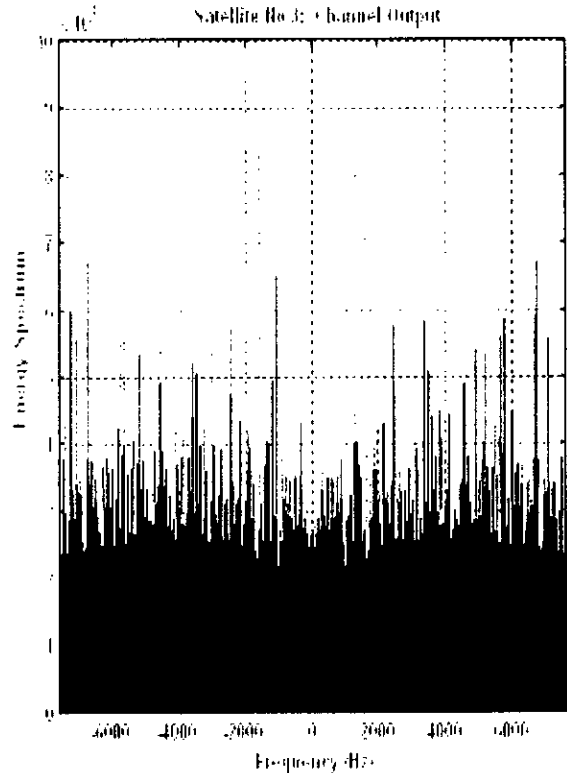


Figure 3-25 (b).

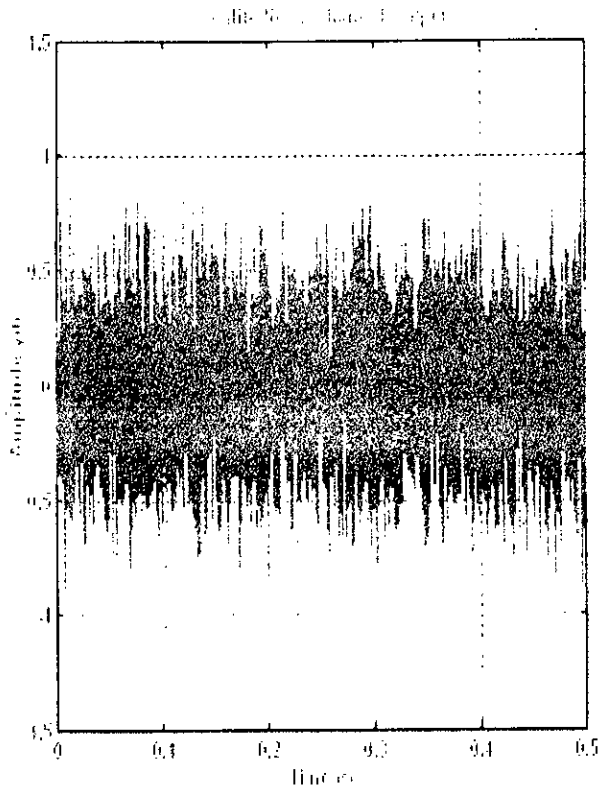


Figure 3-26 (a).

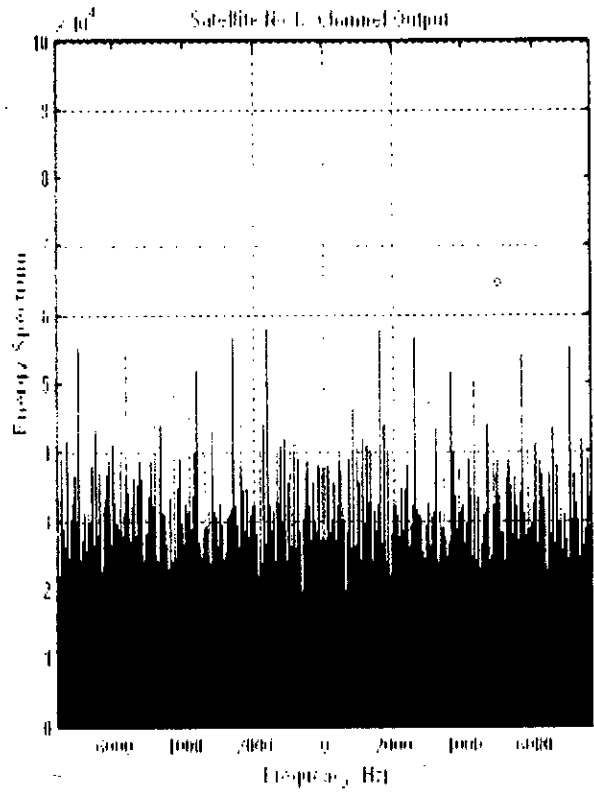


Figure 3-26 (b).

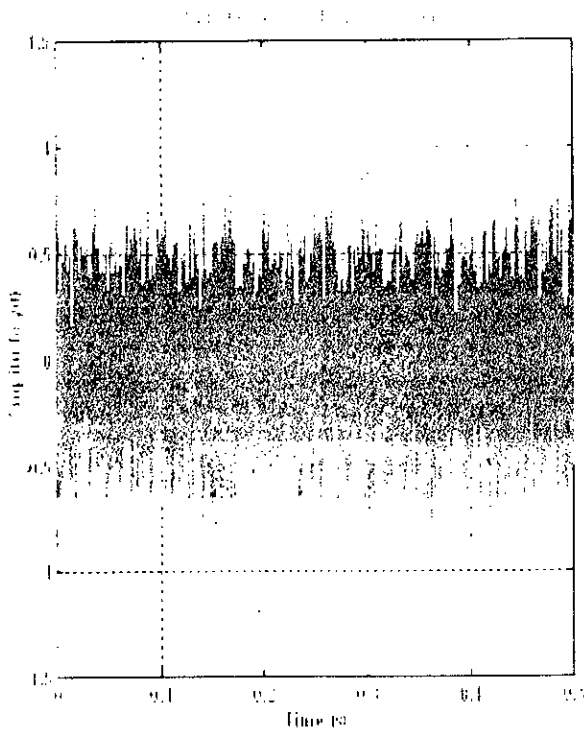


Figure 3-27 (a).

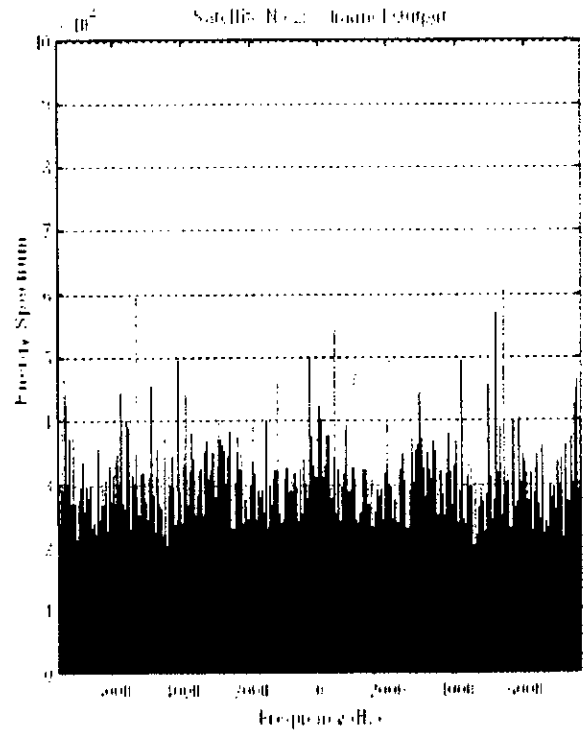


Figure 3-27 (b).

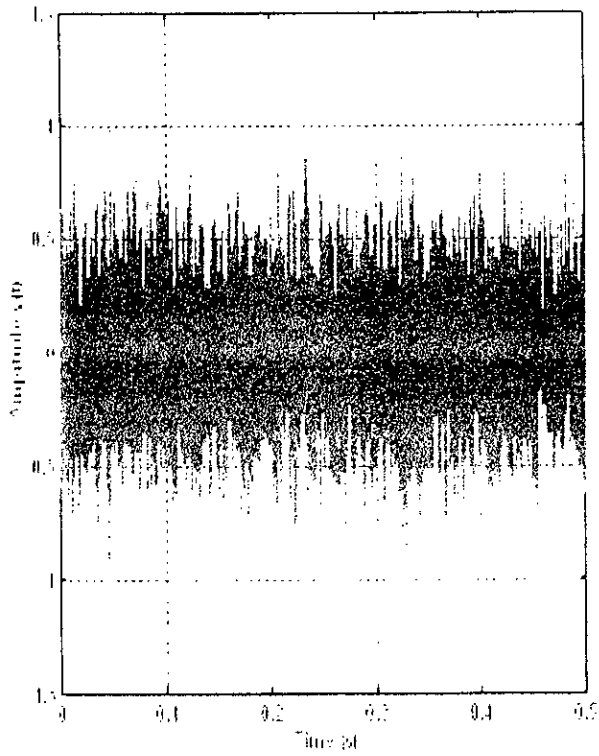


Figure 3-28 (a).

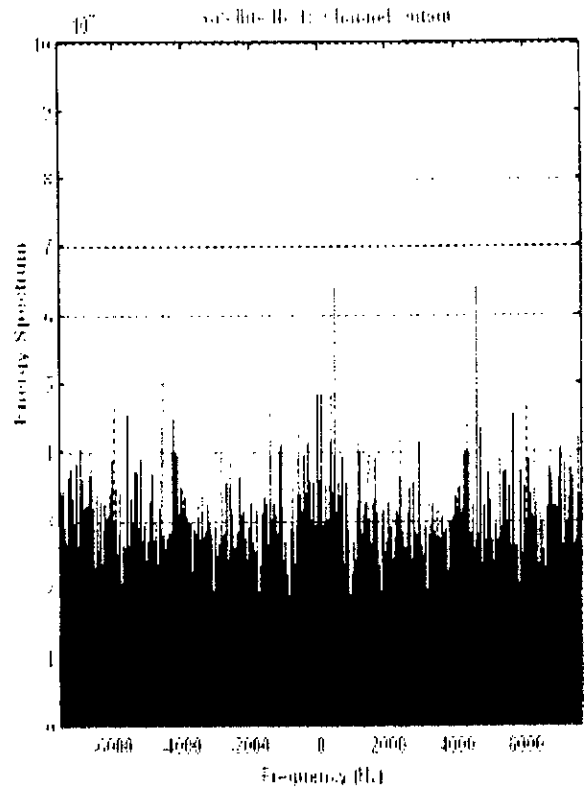


Figure 3-28 (b).

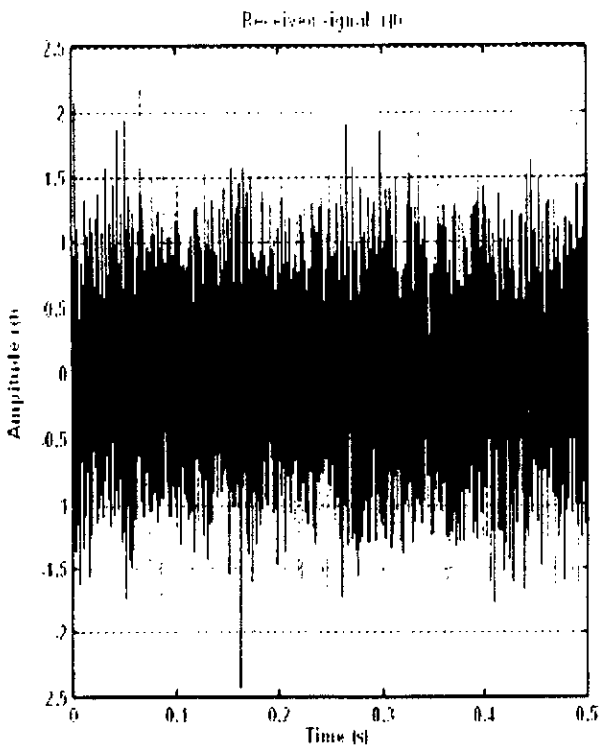


Figure 3-29 (a).

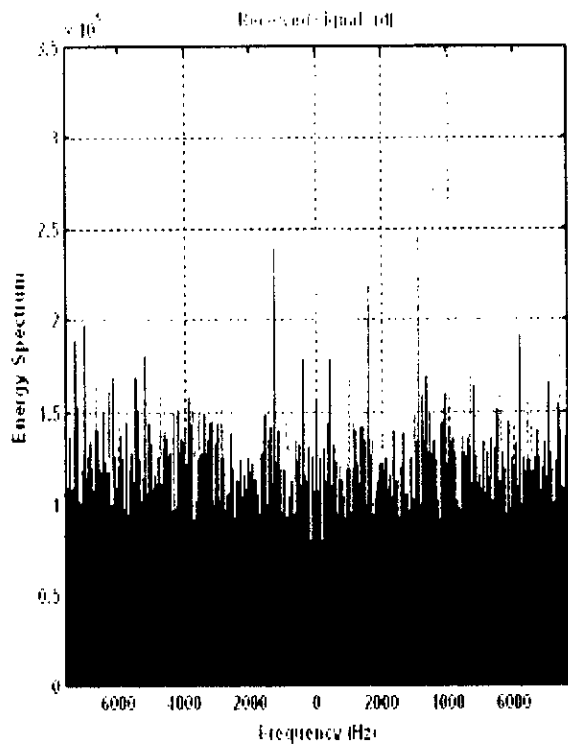


Figure 3-29 (b).

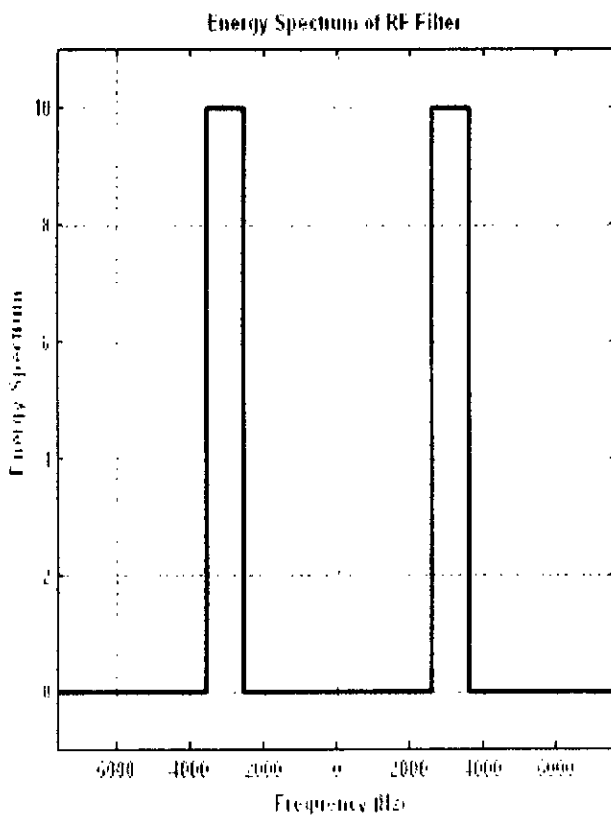


Figure 3-30.

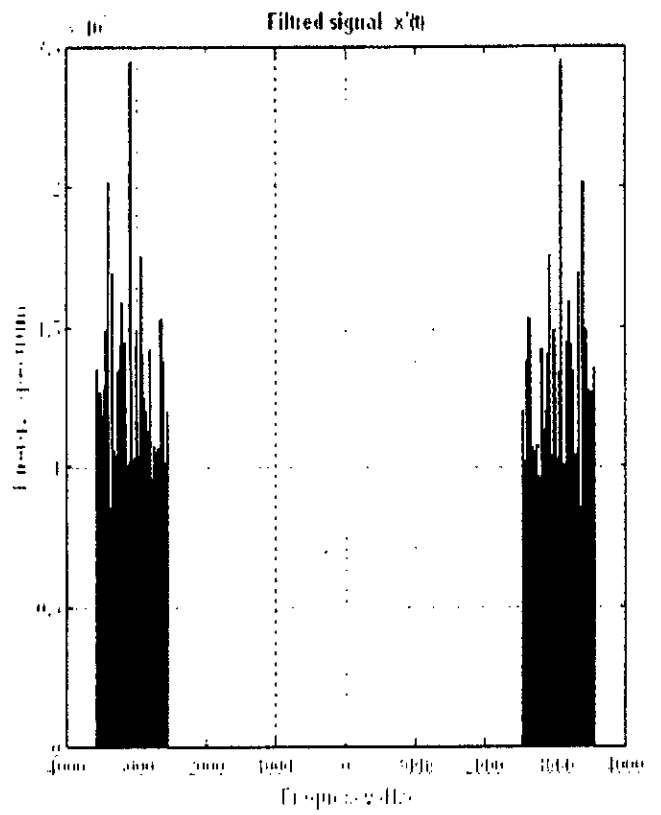


Figure 3-31.

INTERPRETATION

La figure 3-14 montre le spectre d'énergie du signal NAV en utilisant une échelle linéaire, on remarque qu'on ne voit pas les détails du spectre (seul le pic central est bien distingué), par contre dans le cas d'une échelle semi- logarithmique (figure 3-15 (a)). C'est pour cette raison, qu'on va travailler sur une telle échelle, tant qu'il est nécessaire.

La figure 3-15 (b) et 3-15 (c) montrent respectivement les spectres d'énergies des signaux C/A et P(Y) générés. Contenu du fait que la fréquence de bit du signal NAV est inférieure à celle du signal C/A, inférieure à celle du P(Y) ; on remarque que la bande passante (qui égale à deux fois la fréquence de bit) de ces signaux augmente dans le même ordre.

Les figures 3-16 (a), 3-16 (b), 3-16 (c), 3-16 (d) montrent les propriétés de corrélation des codes C/A générés. Ces propriétés sont la clé utilisée au niveau du récepteur (bloc AutoCorrélation) pour détecter la présence (figure 3-16 (a)) ou l'absence (figures 3-16 (b), 3-16 (c), 3-16 (d)) d'un satellite donné par l'un de ses deux codes PRN (C/A, P(Y)).

La fonction d'autocorrélation d'un signal aléatoire donne l'impulsion de Dirac, et la fonction d'intercorrélation de deux signaux aléatoires donne zéro. Du fait que le code C/A est pseudo- aléatoire, cela explique pourquoi la valeur de la fonction d'autocorrélation n'est pas infinie pour le zéro, et pourquoi elle n'est pas nulle ailleurs (figure 3-16 (a)).

Notons aussi, que lorsque la séquence est plus longue, le pic à zéro sera plus remarquable, et pour les valeurs autres que zéro, la valeur de la fonction tend vers zéro (figure 3-17 (a), figure 3-17 (b), figure 3-17 (c), figure 3-17 (d)), et vice versa. C'est pour cette raison qu'on a choisi la longueur du code C/A de 255 bits, parce que en descendant sous cette limite, on commence d'avoir des valeurs de la fonction d'autocorrélation proche de celle du pic à zéro, dans un tel cas, on risque de tromper dans la décision (corrélé ou non), ou au moins notre décision sera plus ou moins précise.

Les figures 3-18 (a) et 3-18 (b) montre le résultat de la modulation du signal NAV par les codes C/A et P(Y) pour étaler le spectre, et pour pouvoir voir cette propriété, on a limité la zone d'affichage ; la figure 3-19 (a) illustre le spectre du signal NAV avant l'étalement, seulement pour les amplitude du spectre qui sont supérieures à $1.0 \text{ E}+05$, on a obtenu un écart maximal de fréquence dans les environs de 30 Hz, toujours pour les amplitudes supérieures à $1.0 \text{ E}+05$, et dans la figure 3-19 (b), pour le code C/A, l'écart maximal est dans les environs de 2 kHz. Pour la figure 3-19 (c), concernant le code P(Y), cet écart est dans les environ de 3 kHz, ce rapport d'étalement dépend de la fréquence de bit de la séquence modulante.

La figure 3-20 (a) montre le spectre du signal $\text{NAV} \oplus \text{C/A}$ modulé en BPSK ($L_1=3060$ Hz). La figure 3-20 (b) montre le spectre du signal $\text{NAV} \oplus \text{P(Y)}$ modulé en BPSK, on remarque que la bande passante dans 3-20 (a) est plus petite que celle du 3-20 (b), ceci est due toujours au rapport d'étalement dans les deux cas.

La figure 3-21 montre le spectre du signal $x(t)$ issu à la sortie du 3^{ème} satellite, les figure 3-22 (a) et 3-22 (b) montrent la réponse du canal liant le 3^{ème} satellite et le récepteur dans le domaine temporel est fréquentiel, noter que l'amplitude maximale de $h_3(t)$ (figure 3-22 (a)) est trop petite (traduit par une forte atténuation), ce qui fait dans la figure 3-23 (a) que le signal obtenu est encore trop faible (l'amplitude des porteuses à l'émission est égale à $1.0 \text{ E}+02$ unités). Ce dernier signal représente l'effet du canal sur le signal $x(t)$ (en l'absence du bruit), en plus sur le plan spectral, on constate la naissance d'une composante basse- fréquence, due, en fait, à la réponse fréquentielle du canal, qui semble à celle d'un filtre passe- bas (favorisant les basses fréquences).

La figure 3-24 (a) montre le bruit dans le domaine temporel, associé au canal. La figure 3-24 (b) montre l'allure de son spectre d'énergie. D'ici, deux remarques peuvent être tirées :

1. Figure 3-24 (a) : le niveau de bruit est beaucoup plus grand que le niveau du signal (figure 3-23 (a)), ce qui fait que le signal utile à la sortie de ce canal sera noyé dans le bruit (figure 3-25 (a)), on remarque qu'il n'y a pas pratiquement de différence entre 3-25 (a) et 3-24 (a).
2. Figure 3-24 (b) montre que le bruit généré affecte toutes les fréquences du spectre, plus de son énergie élevée par rapport à la figure 3-23 (b), c'est pour cette raison que les trois composantes présentes dans la figure 3-23 (b), sont disparues dans la figure 3-25 (b) représentant le signal à la sortie du canal.

Jusqu'à ce point, on a suivi le chemin du signal émis par le 3^{ème} satellite, les mêmes constatations peuvent être remarquées pour les trois satellites restants. Les figures 3-26 (a), 3-26 (b), 3-27 (a), 3-27 (b), 3-28 (a), 3-28 (b), montrent les signaux ainsi que leurs spectres d'énergie, obtenus à la sortie des canaux assignés aux satellites restants.

La figure 3-29 (a) montre le signal $r(t)$ au niveau de l'antenne de récepteur, obtenue par sommation des différents signaux $y(t)$ (sortie du canal). La figure 3-29 (b) montre le spectre $R(f)$ du signal $r(t)$ obtenu.

Le travail maintenant consiste à :

1. Identifier les sources émettrices (parce que, en réalité, le récepteur ne sait pas quels sont les satellites qui émettent leurs signaux. Cette opération se base sur les propriétés de corrélation des codes PRN (C/A et P(Y)).
2. Récupérer à partir de $r(t)$ (ou $R(f)$), le signal NAV émis pour chaque satellite identifié.

Et lorsque ceci est fait, il reste la résolution des équations pour avoir de la position.

Selon le modèle du récepteur, on doit commencer par l'amplification sélective notée RF, ceci est effectué par un modèle idéal (figure 3-30), le résultat est donné sur la figure 3-31.

Le développement des différents programmes de simulation est arrêté à ce point, on doit avant de terminer : signaler que le modèle ainsi choisi, engendre des erreurs sur le signal obtenu (dans le domaine temporel), ce qui nécessite une correction par le choix d'un modèle réel, et ça avant de poursuivre la simulation.

CONCLUSION

Cette simulation est faite pour satisfaire l'objectif déjà mentionné, elle peut être directement applicable s'il en dispose d'une technologie qui permet le travail en numérique dans le stade des hyperfréquences, ce qui présente jusqu'à présent un grand défi pour la microélectronique.

3-3-7. LA REALISATION

Dans cette partie, on va matérialiser le modèle proposé, en associant à chaque bloc le(s) circuit(s) correspondant(s). Malgré qu'on n'a pas pu accomplir cette partie, à cause de la non disponibilité des différents circuits, et du manque du temps. On a essayé de donner tous ce qui est nécessaire pour achever cette phase à l'avenir.

Comme on a déjà mentionné, ce récepteur comporte deux grandes parties, à savoir, partie matérielle et partie logicielle.

3-3-7-1. PARTIE MATERIELLE

3-3-7-1-1. LE RECEPTEUR EN CIRCUIT

- ❖ L'antenne : selon les caractéristiques citées précédemment, on a choisi une antenne hélice de la famille Geo-Helix. de la société « SARANTEL », dans cette famille, il existe plusieurs modèles : Geo-Helix HTM, Geo-Helix MTM, Geo-Helix PTM, Geo-Helix STM, le tableau suivant nous montre les caractéristiques de chaque modèle :

Caractéristique	Geo-Helix H TM	Geo-Helix M TM	Geo-Helix P TM	Geo-Helix S TM	Unité
Vcc	3.0 - 5.0	2.74 - 5.0	Antenne Passive	2 - 3.5	V
Courant	20	7	Antenne Passive	15 (3.30V)	mA
Bruit de fond	1.6	1.6	Non Disponible	1.3	dB
Gain	24	7	-3.5	27	dB

Tableau 3-4. Caractéristique des modèles de l'antenne.

L'avantage des antennes de cette famille, se manifeste par le fait, que l'antenne intègre à la fois le pré - amplificateur et le filtre RF, plus l'antenne elle-même. Puisque tous ces modèle travaillent sur la même fréquence (1575.42 ± 2 MHz), ^{et} ont la même angle d'ouverture ($> 120^\circ$), nos critères de choix seront alors : la puissance à fournir, le gain, le bruit de fond. L'idéal c'est d'avoir une antenne qui consomme peu d'énergie électrique, et donne à la fois, un gain élevé et un bruit de fond aussi petit que possible. Et de là, nous devons choisir l'antenne qui maximise la fonction

d'évaluation suivante $f = \frac{G_{\min}}{V_{cc_max} \cdot I_{cc_max} \cdot \text{Bruit_fond}_{\max}}$, pour le modèle Geo-Helix PTM

il ne sera pas évaluée (antenne passive, implique ajouter un pré- amplificateur externe, ce qui augmente le nombre de circuit utilisé et par conséquent ⁺ augmente le facteur de bruit). Il est donné que la fonction d'évaluation est maximale pour le modèle Geo-Helix STM, et ce qu'on a choisi pour notre application.

- ❖ Pour le convertisseur de fréquence, il existe plusieurs modèles, le circuit proposé par la société « ZARLINK semi- conductor », l'une des fabricants des circuits pour récepteurs GPS, est le GP2015 (version améliorée de GP2010).

- ❖ Et à propos du « bloc auto corrélation », on trouve chez le même constructeur le module GP2021, un circuit programmable qui nous permet d'effectuer l'opérations de corrélation sur 12 canaux en même temps, ce qui présente un premier avantage de ce circuit, car cette opération peut être effectuée sur un DSP, ou un simple PC, mais de fait que le temps de calcul est un facteur déterminant (le cas d'un PC), ainsi que le coût (cas d'un DSP ; qui coûte plus cher qu'un GP2021). Donc on gagne du temps ; et en plus, il coûte moins cher qu'un DSP, le deuxième avantage, c'est qu'il travaille à des fréquences relativement élevées.

- ❖ Organe de calcul, le circuit proposé est celui de la société « ZARLINK semiconductor », qui est le P60ARM-B un processeur RISC 32 bits, à faible consommation. Il est destiné pour des applications GPS, GSM ...
Pour un système autonome, ce processeur est sous sa responsabilité, le contrôle et la commande des autres organes.

- ❖ et enfin, le module d'affichage peut être un écran LCD pour une application portable, ou n'importe quel autre dispositif d'affichage, ou encore, exploiter la position ou l'ensemble des positions en les associant à un logiciel de cartographie, pour qu'on aura un SIG.

3-3-7-1-2. LE SCHEMA ELECTRIQUE

Après ce choix des circuits, on va maintenant faire les différentes liaisons entre circuits, pour le faire, on a passé par OrCAD, un outil de développement des applications à base de composants électronique. Le problème à ce niveau, concerne les PCB des circuits choisis, où on était obligé de les faire nous-même, mais, si ça nous a aidé à faire le schéma électrique, il ne nous permet pas de faire l'étape de simulation. La figure 3-32 montre le schéma électrique du récepteur.

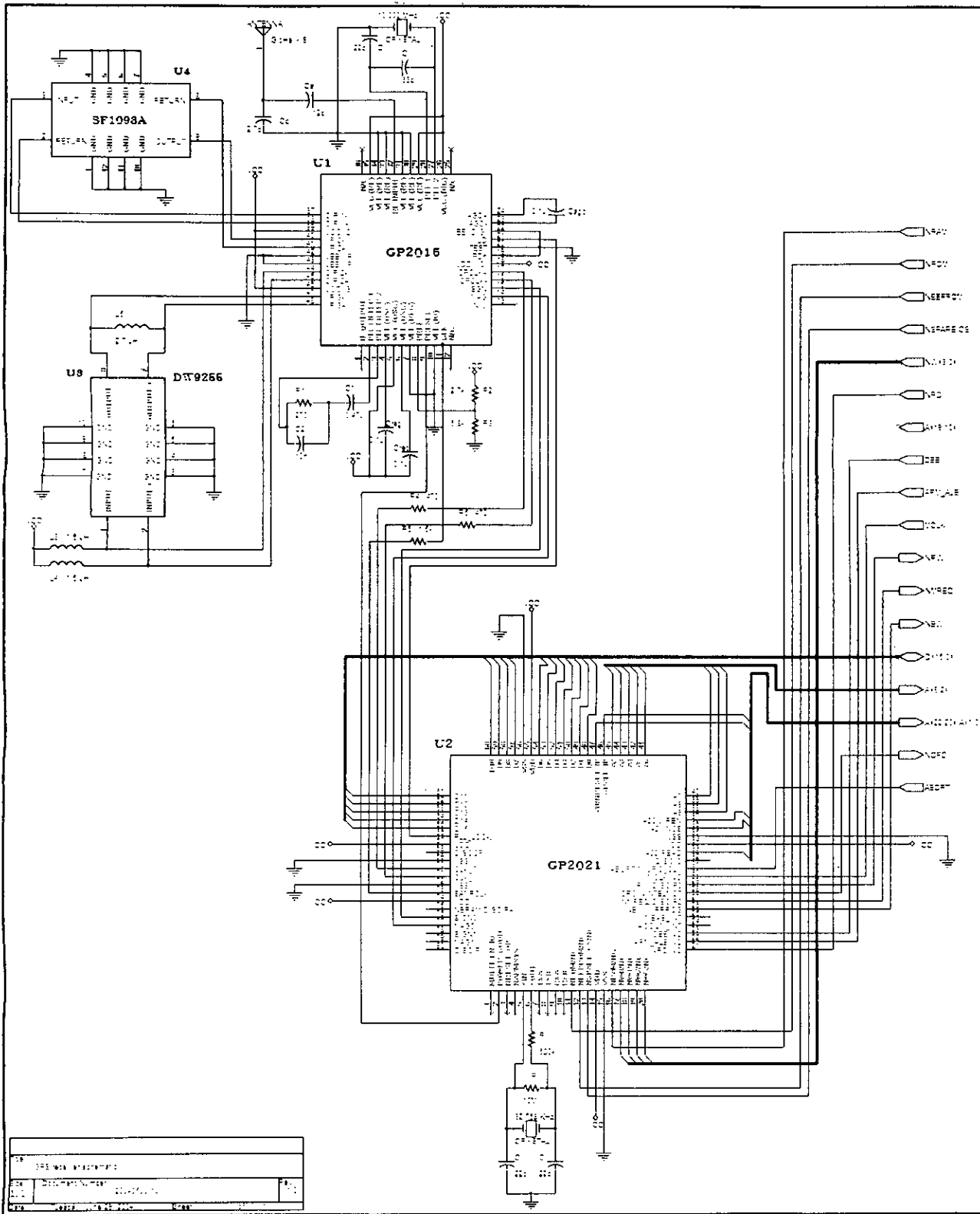


Figure 3-32. Schéma électrique de la partie matérielle.

Pour plus de détail sur les schémas fonctionnels, des différents circuits utilisés, ainsi que les adresses des fabricants, veuillez consulter l'annexe. Notons qu'on peut trouver tous ces circuits chez d'autres constructeurs.

3-3-7-2. PARTIE LOGICIELLE

Une fois, tous ceci est effectué, et afin de pouvoir exploiter ce qui a été fait sur le plan matériel, nous devons associer à ce « matériel », une couche logicielle, permettant d'accomplir l'étage « RECEPTEUR ».

3-3-7-2-1. FONCTIONS DE LA COUCHE LOGICIELLE

Les données brutes fournies par le bloc d'autocorrélation contiennent le signal NAV, qui contient à son tour, des informations sur l'instant de l'émission du message, les corrections à apporter, ainsi que les paramètres orbitaux du satellite. En associant ces informations avec le temps de réception, l'algorithme accordé à la couche logicielle doit :

- chercher à faire la synchronisation ;
- faire la vérification et les corrections, si nécessaire des bits du message par l'intermédiaire de bits de parité et de l'algorithme de décodage de ces bits ;
- décoder le message : extraire les paramètres servant pour la résolution des équations donnant la position.

3-3-7-2-2. NOTION DE OPENGPS

OpenGPS est un projet qui rentre dans ce qui est appelé OpenSource, son but est de partager les travaux, ainsi que les codes source des programmes concernant le développement d'une application donnée (exemple : récepteur GPS), on fait partager ces ressources entre plusieurs personnes afin : d'accélérer le développement de l'application en question, de bénéficier des travaux qui ont déjà fait, et d'ajouter des améliorations et des optimisations. Pour en savoir plus sur ce sujet intéressant, veuillez consulter les références [23], [24].

Malheureusement, cet aspect n'est pas connu chez nous que très récemment, ce qui nous a empêché d'exploiter ces avantages.

D'après une première analyse des codes sources obtenues, on ^{de} ~~x~~ arrivé à vérifier et valider la partie matérielle (on a aboutit à la même structure matérielle). La différence c'est qu'ils ont ajouté certains circuits en plus, pour avoir la possibilité de communiquer avec un PC pour y faire des développements complémentaires.

Pour les codes des programmes ; ils peuvent nous servir directement comme couche logicielle de notre récepteur, et ceci en apportant les modifications nécessaires au code source (parce qu'on a pas choisi la même méthode de développement [système autonome, système télé- commandé d'un ordinateur hôte]).

Il est à noter qu'il existe l'*OpenGIS* [25], dont le but est de développer des logiciels destinés pour les application SIG, en supposant qu'on a le récepteur qui fournit l'information sur la position.

3-4. CONCLUSION

Nous avons abordé le développement qui nous a été demandé. Il est à remarquer que des contraintes, aussi bien liées à la complexité du thème abordé, le temps alloué à l'étude ainsi que celles liées à la technologie on a ré-orienté notre étude d'une manière adaptative. Nous pouvons dire que le travail développé en deux blocs distincts mais cependant très complémentaires. L'étude et le développement d'un simulateur GPS. Celle-ci a été complétée par la proposition d'un circuit de traitement des signaux acquis pour l'extraction et l'exploitation des données GPS. Ce qui justifie notre sens d'introduire la partie simulation.

Conclusions Générales

&

Perspectives

CONCLUSIONS GENERALES ET PERSPECTIVES

Le développement que nous venons d'effectuer a abouti à la proposition d'une approche de conception d'un récepteur GPS.

Comme il a été introduit, un récepteur GPS est constitué de deux parties majeures; le bloc analogique dédié à la réception des signaux et le bloc acquisition et traitement qui sera chargé du traitement et de l'analyse des signaux acquis. Ces deux blocs peuvent être couplés d'un système hôte qui sera orienté vers l'exploitation, suivant l'application envisagée, des informations de positionnement ainsi acquises.

Il peut être envisagé d'intégrer ce système hôte dans le bloc d'acquisition et de traitement pour aboutir à un système autonome.

Dans notre cas et comme on l'a abordé, on s'est intéressé au bloc acquisition et traitement. Pour parer à la contrainte de l'existence du bloc analogique, on a été emmené à développer un simulateur de signaux GPS. L'intérêt était double; le premier consistait en la maîtrise du système GPS spécialement la constitution et la génération des signaux émis par les balises GPS. C'était une étape incontournable pour arriver à bien maîtriser l'extraction des données de localisation.

L'autre intérêt était de pouvoir offrir un moyen pour générer les signaux cibles pour la plateforme d'acquisition et de traitement indépendamment de l'émetteur.

Pour donner un sens et mettre en valeur le travail qui a été fait, on doit le suivre par des perspectives qui vont être des objectifs pour de futurs travaux.

L'essentiel de l'effort se situe à plusieurs niveaux :

- Accomplir la réalisation effective du récepteur aussi bien le bloc analogique que le bloc de traitement numérique;
- Faire de l'optimisation matériel/logiciel;
- Elaborer des nouvelles techniques qui permettent de donner plus de précision et de performances ;
- Intégration des relevés GPS dans une application (on peut prendre pour exemple les SIG) ;
- Développer un référentiel géodésique d'Algérie (mettre en place des stations différentielles permanentes) ou pourquoi pas, faire un système de localisation à couverture restreinte pour l'Algérie.

Bibliographie

&

Webographie

BIBLIOGRAPHIES ET WEBOGRAPHIE

- [1] SUPAERO, "**MODULATION ET CODES**", AOUT 1999, *modulation et codes.pdf*
- [2] M. PATRICK ZELELA, "**PRE- DIMENSIONNEMENT D'UNE STATION GPS PERMANENTE EN GUYANE FRANCAISE**", MAITRISE EEA, MAI 2001, *maitrise_zelela.pdf*
- [3] PAUL CORREIA, "**GUIDE PRATIQUE DU GPS**", EDITION EYROLLES, 3^{EME} EDITION 2003
- [4] VIGNY, "**GPS, COMMENT ET POURQUOI FAIRE**", JUILLET 1996, *gps-f.pdf*
- [5] GERARD BONIN, "**SYSTEME GPS DE POSITIONNEMENT PAR SATELLITE**", TECHNIQUES DE L'INGENIEUR TE 6 715, MAI 2001.
- [6] V. FREYCON, N. FAUVET, "**LES GPS, DE L'ACQUISITION DES RELEVES A LEUR INTEGRATION DANS UN SIG**", JUIN 1998, *20.pdf*
- [7] FABRICE, "**GLOBAL POSITIONING SYSTEM**", MARS 2003, *gps2.pdf*
- [8] LEGREE, "**GUIDE POUR LE POSITIONNEMENT GPS**", JUILLET 1993, *gps_guide_f.pdf*
- [9] HENRI-PIERRE GARNIR, DAVID STRIVAY ET THIERRY BASTIN, "**LE GPS ET LA PHYSIQUE**", UNIVERSITE DE LIEGE, I.P.N.A.S (BELGIQUE), OCTOBRE 2002, *le gps et la physique.pdf*
- [10] STEPHANE BAIZE, "**APPORTS DE LA GEODESIE SPATIALE (GPS) DANS L'EVALUATION DE L'ALEA SISMIQUE**", OCTOBRE 2001, *radpre_2001_10_1.pdf*
- [11] "**TECHNOLOGIE DE POSITIONNEMENT GLOBAL : GEOMATIQUE**", MAI 2003, *30093 gps french.pdf*
- [12] M.BIGOT, "**QUELLE UTILITE D'UN GPS POUR UN EXPLOITANT FORESTIER**", AFOCEL PUBLICATIONS JUILLET 2003, *application_gps_exploitant_forestier.pdf*
- [13] JAMES BAO-YEN TSUI, "**FUNDAMENTALS OF GLOBAL POSITIONING SYSTEM RECEIVERS: A SOFTWARE APPROACH**", EDITION 2000, EDITION JOHN WILEY & SONS, ",(e-book) *fundamentals of gps receivers.pdf*
- [14] [HTTP://WWW.GEOLOGIE.ENS.FR/~VIGNY/GPS-PROCESSING-F.HTML](http://www.geologie.ens.fr/~vigny/gps-processing-f.html)
- [15] J-P BEECKMAN, "**CE QU'IL FAUT SAVOIR POUR NAVIGUER SANS SOUCIS AVEC GPS**", FEVRIER 1999, *gps_ign.pdf*
- [16] RANI EL MEOUCHE, "**GPS : OUTIL D'ACQUISITION POUR LES SYSTEMES D'INFORMATION GEOGRAPHIQUE**", MÉMOIRE DE FIN DE STAGE, JUILLET 2002, *dea_elmeouche.pdf*
- [17] MARCHAND P. ET DEBOUCHE C, "**RAPPORT D'EVALUATION DE DIFFERENTS MODELES DE GPS**", MARS 1997, *19970325_gps_evaluation.pdf*

- [18] DR. AHMED EL-RABBANY, "**POSITIONNEMENT GPS PAR POINT UNIQUE : UNE SOLUTION DE REMPLACEMENT POUR LES LEVES PAR GPS DIFFERENTIEL**", JUILLET 2003, *el-rabbany_f.pdf*
- [19] *cnigrgergp.pdf*, NOVEMBRE 2001
- [20] "**DEPLOIEMENT D'APPLICATIFS SIG POUR DES STATIONS EXPERIMENTALES DE L'ITCF**", DECEMBRE 2003, *01-elmemo.pdf*
- [21] U. WILD, S. GRÜNIG, R. HUG ET P. KUMMER, "**SWIPOS ®, SERVICES DE POSITIONNEMENT SUR LA BASE DU GPS DIFFERENTIEL (DGPS) POUR LA NAVIGATION, LA SAISIE DE DONNEES GIS ET LA MENSURATION**", OCTOBRE 2001, *wil10ef.pdf*
- [22] MOHAND MOKHTARI, ABDELHALIM MESBAH, "**APPRENDRE ET MAITRISER MATLAB**", EDITION SPRINGER
- [23] [HTTP://HOME.EARTHLINK.NET/~CWKELLEY/](http://HOME.EARTHLINK.NET/~CWKELLEY/)
- [24] [HTTP://CCARWWW.COLORADO.EDU/OPENGPS/](http://CCARWWW.COLORADO.EDU/OPENGPS/)
- [25] [HTTP://OPENSOURCEGIS.ORG](http://OPENSOURCEGIS.ORG)
- [26] DR MIKE FITTON, "**PRINCIPLES OF DIGITAL MODULATION**", FÉVRIER 2001, *bpsk_digital_mod.pdf*
- [27] MOHINDER S. GREWAL, LAWRENCE R. WEILL, ANGUS P. ANDREWS, "**GLOBAL POSITIONING SYSTEMS - INERTIAL NAVIGATION AND INTEGRATION**", EDITION 2001, EDITION JOHN WILEY & SONS, *gps global positioning systems - inertial navigation.pdf*
- [28] *icd-gps-200c with irns 12345.pdf*, JUIN 2003
- [29] [HTTP://WWW-ELEC.ENSERB.U-BORDEAUX.FR/~KADIONIK/FORMATION/TX_NUM/TX_NUM.HTML](http://WWW-ELEC.ENSERB.U-BORDEAUX.FR/~KADIONIK/FORMATION/TX_NUM/TX_NUM.HTML)
- [30] "**GPS SIGNAL STRUCTURE**", AOUT 2000, *gpssigstructure.pdf*

Annexes

Description

AB5202

ISSUE 2.0

April 2001

This Application Brief has been prepared to advise users of the Zarlink GP2015 (or GP2010) GPS RF Front-end how to use a new 35.42MHz SAW which has recently become available from Murata. The Murata SAFJA35M4WC0Z00 SAW filter device (previous part no: SAFCC35.42 MC00Z) is a replacement for the Dynex DW9255 SAW filter (originally available from Zarlink under the same part number).

The Murata SAFJA35M4WC0Z00 SAW is supplied in a smaller package than the Dynex DW9255, and also requires different matching components from those used with the Dynex DW9255, to allow the SAW to operate correctly with the GP2015 (or GP2010).

The Frequency response of the SAW, as measured and supplied by Murata with some sample test data, is as shown in Figure 1. The average insertion loss of the SAW filter is 17.5dB

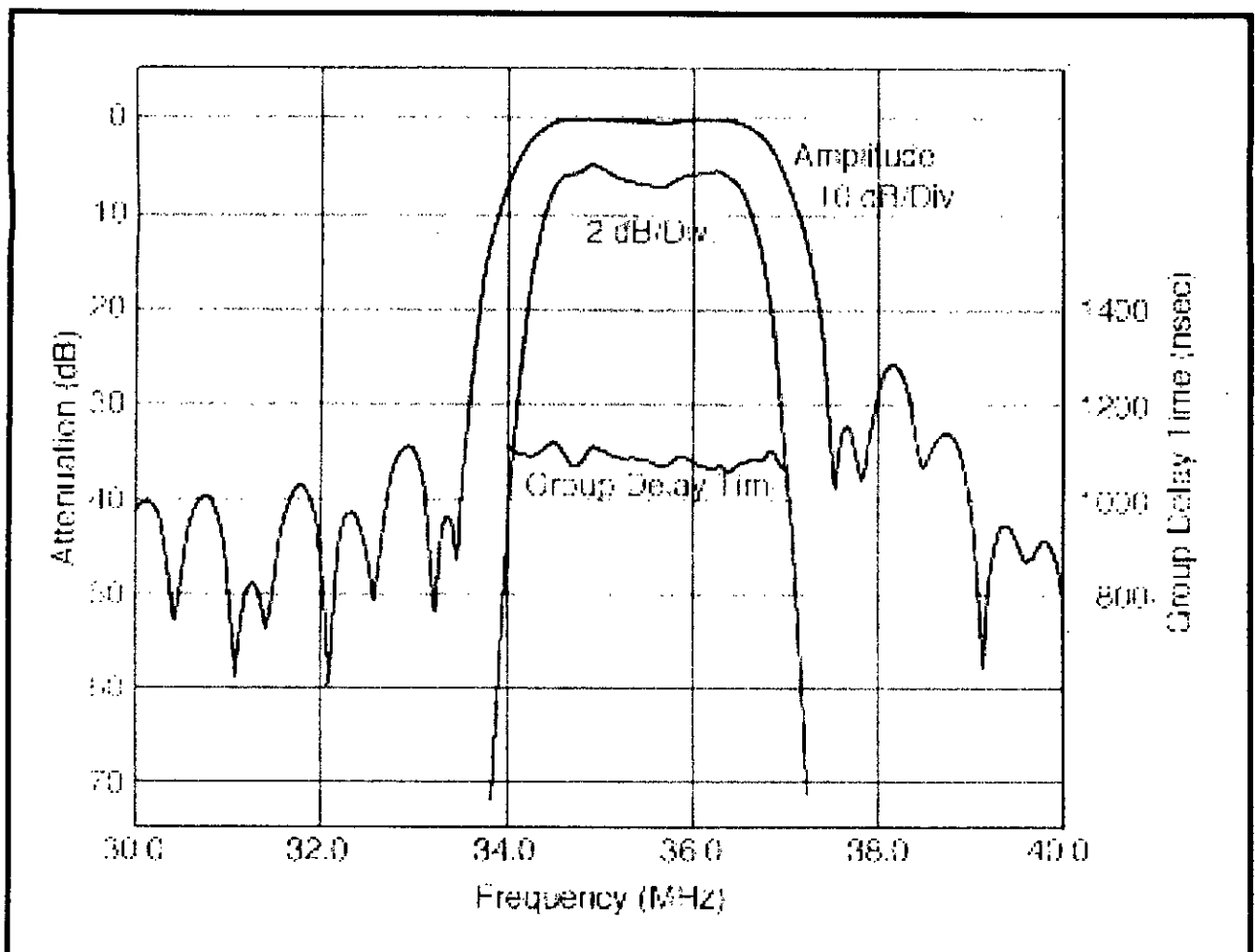


Figure 1. Murata SAFJA35M4WC0Z00 SAW response plot

The package used for the SAFJA35M4WC0Z00 SAW filter is a ceramic substrate with a metal shield/lid. The package dimensions are approx. 9.6mm x 5.1mm x 2.0mm. A copy of the package outline drawing used for the Murata SAFCC35.42MC00Z is shown in Figure 2

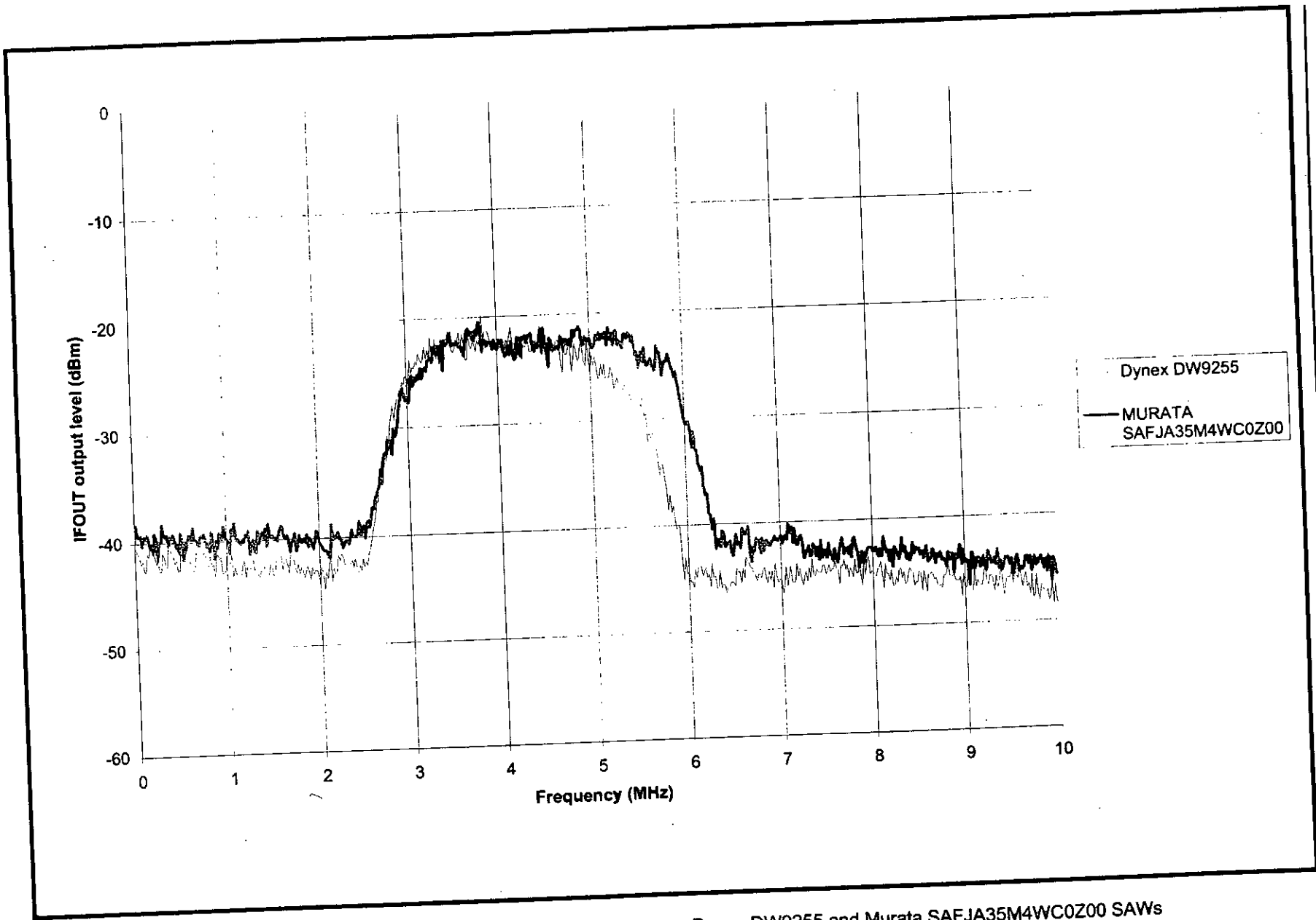


Figure 3. GP2015 IFOUT response - comparison between Dynex DW9255 and Murata SAFJA35M4WC0Z00 SAWs
 - +25 ° - optimum inductor - GPS Antenna on RF input

AB5202 Application Brief

A GP2015 device with Dynex DW9255 SAW has been measured for its IFOUT spectral response. The response was measured with a GPS Active antenna attached to the RF input in order to provide a realistic representation of the spectral noise, which would be seen by a real GPS receiver. The GP2015 was powered with +5V DC and its temperature maintained at +25C.

The same GP2015 was then used to set-up and use a Murata SAFJA35M4WC0Z00 SAW. By adjusting the value of the SAW input matching inductors ($2 \times 1.5\mu\text{H}$ rather than $2 \times 560\text{nH}$), and output matching inductor ($2.7\mu\text{H}$ rather than $2.2\mu\text{H}$), a frequency response was produced which was very close to that produced with a Dynex DW9255 SAW. The response plot for both SAW types appears in Figure 3. The bold line-plot applies to the SAFJA35M4WC0Z00 SAW.

The response of the Murata SAFJA35M4WC0Z00 is wider-band than the Dynex DW9255. The SAFJA35M4WC0Z00 has an upper-frequency corner approx. 400kHz above that of the Dynex DW9255. However the SAFJA35M4WC0Z00 SAW is within specified limits for the GPS system. A GPS receiver which uses a GP2010 or GP2015 RF Front-end, must ensure that the 2nd IF filtering at 35.42MHz centre frequency is largely flat, to give an IFOUT response which is also largely flat across 4.309MHz \pm 1.023MHz. Figure 3 shows that this is true for both the Dynex DW9255 and SAFJA35M4WC0Z00. The response is an averaged response of noise, and includes the effects of the 3rd IF filter, which is on-chip on the GP2015 and GP2010.

The application circuit for the interface between the Murata SAFJA35M4WC0Z00 SAW and the Zarlink GP2015 GPS RF Front-end is shown in Figure 4. The same circuit can be used with the Zarlink GP2010 RF Front-end, but note that GP2010 pin-numbers will differ.

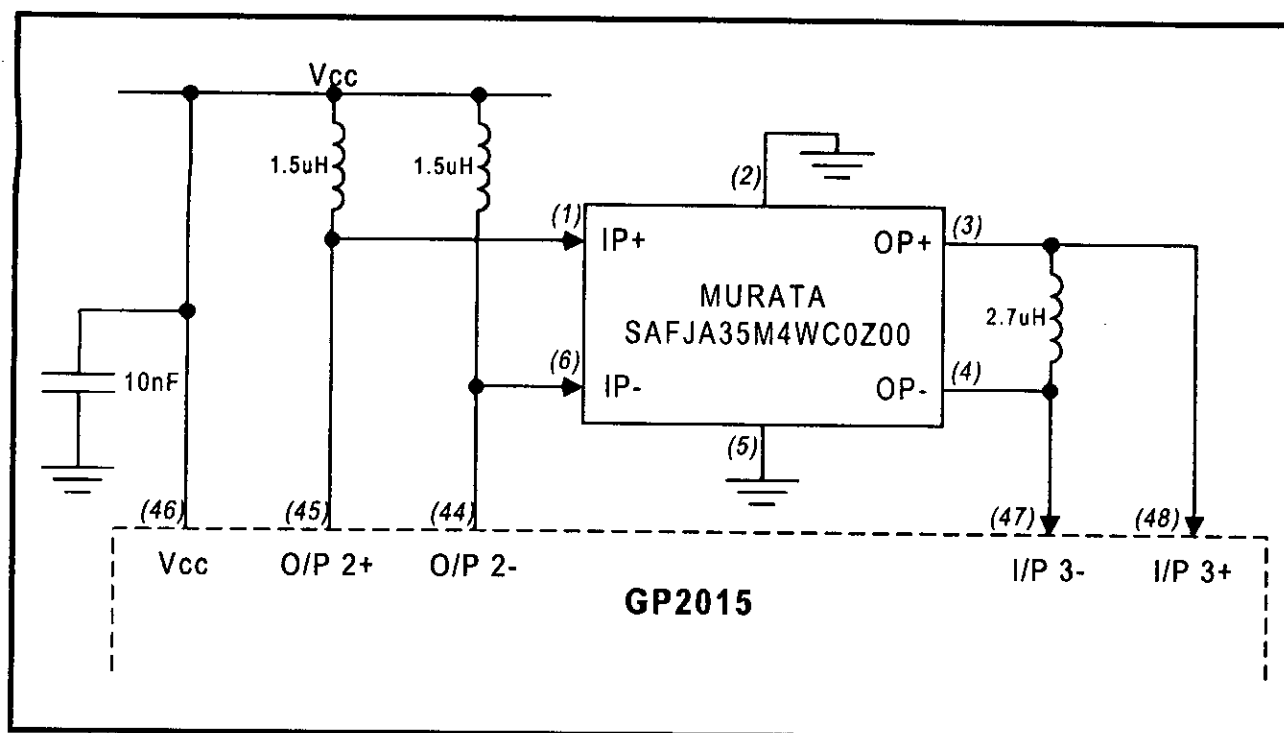


Figure 4. Connections between SAFJA35M4WC0Z00 SAW and GP2015 RF Front-end

The response plot of the Murata SAFJA35M4WC0Z00 shows that this SAW is acceptable for use with a Zarlink GP2010 or GP2015 RF Front-end. The 2 input matching inductors need to be set to 1.5 uH each (instead of 2 x 560nH with the Dynex DW9255) and the output matching inductor needs to be set to 2.7uH (instead of 2.2uH with the Dynex DW9255).

For both input and output inductors for the SAFJA35M4WC0Z00, it is recommended that magnetically shielded inductors are used, in order to resist interference from any fast clock signals from digital components (e.g. TDK MLF series inductors).

Related Zarlink Semiconductor documents:

Part No.	Description	Document number
	GP2000 GPS Receiver Hardware Design	AN4855
GP2010	GPS receiver RF front end	DS4056
GP2015	Miniature GPS receiver RF front end	DS4374
GP2021	12 Channel GPS correlator	DS4077
	GPS Orion 12 Channel GPS Receiver Design	AN4808
P60ARM-B	32-bit RISC microprocessor	DS3553

Murata Contact Information:

The Murata SAFJA35M4WC0Z00 SAW filter is available direct from Murata, and is NOT available through Zarlink Semiconductor.

Murata has sales offices at many places around the world. Consult any of the following major contact points for information on your nearest Murata sales-office and a copy of the product datasheet:

1) Murata International Sales Department (Japan):

International Sales Dept.,
Murata Manufacturing Co. Ltd.,
3-29-12 Shibuya,
Shibuya-ku,
TOKYO 150-0002,
Japan

Phone: 81-3-5469-6123
81-3-5469-6138

Fax: 81-3-5469-6155

E-Mail: intl@murata.co.jp
sp_ec@murata.co.jp

Website: <http://www.ijjnet.or.jp/murata/index.html>

2) Murata Electronics North America Inc.:

Murata Electronics North America, Inc.
2200 Lake Park Drive
SMYRNA,
GA 30080
U.S.A.

Phone: 1-770-436-1300

Fax 1-770-436-3030

Website: <http://www.mutata.com>

3) Murata International Sales Contacts Reference Website (English):

<http://www.ijjnet.or.jp/murata/products/english/short/adresse.html>

Specifications

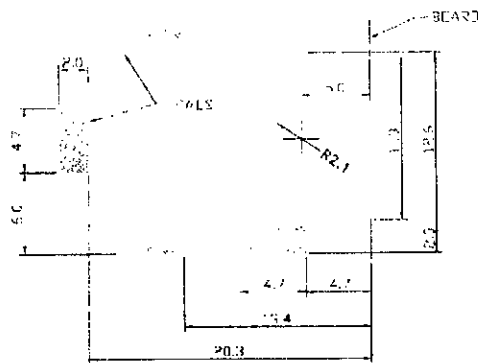
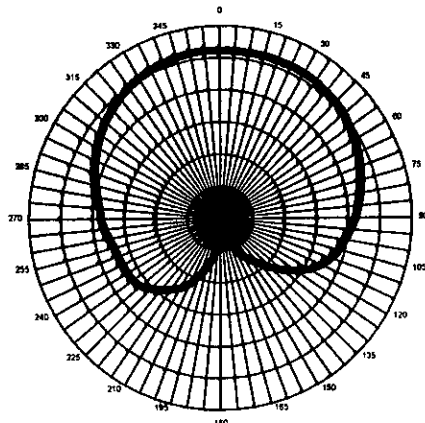
GeoHelix-STM GPS Antenna

- Ideal for tight integration
- Very small size
- Rejects conducted noise from application
- Balanced design – low interaction with platform
- Wide cardioid beamwidth (>120° typical)
- Negligible detuning close to user's hand
- Internal and external mounting
- SMT compatible
- Low voltage / low current
- High gain (24dBic) typical

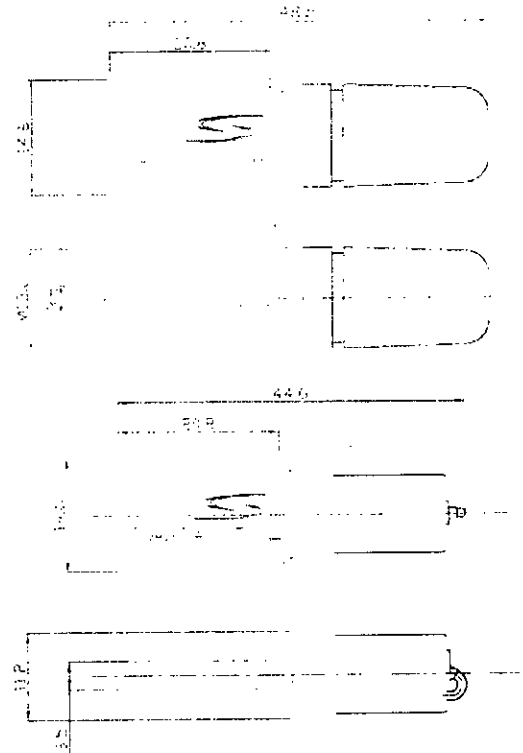


This dielectrically loaded quadrifilar helix antenna product is an excellent choice for applications where high performance in a tightly integrated product is required. Performance is very stable close to human tissues. The antenna is integrated with an integral high gain/low noise amplifier.

Optimum Pattern 1575.42MHz



PCB Land Pattern



Outline Drawings

Protected by US Patents 5854608, 5181297, 6424316, 5859621, 6369776 & GB Patents 2297638, 2326532, 2326533, 2310543 & other granted or pending international patents apply to this product

Sarantel Ltd
Unit 2, Wendel Point Ryle Drive, Park Farm South, Wellingborough, Northants, NN8 6AQ, UK

Phone: + 44 (0) 1933 670560 Email: info@sarantel.com
Fax: + 44 (0) 1933 401155 Web: www.sarantel.com

Sarantel Ltd reserves the right to change these specifications at any time without prior notice

Specifications

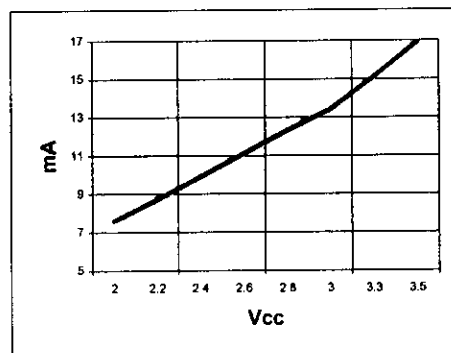
Electrical Characteristics at $T_A = 20^\circ\text{C} \pm 5$
 $V_{cc} = 3.30\text{V}$, Frequency = 1575.42MHz

Parameter	Min	Typ	Max	Units
Frequency	1573.42	1575.42	1577.42	MHz
Vcc	2		3.5	V
Current 2.70V 3.30V		11.5 15		mA
Gain	22	24	27	dBic
Beamwidth		>120		degrees
Noise Figure		1.2	1.3	dB
VSWR			2.3:1	dB
Input Third-Order Intercept Point		0		dBm
Operating Temperature Range	-40		+85	$^\circ\text{C}$

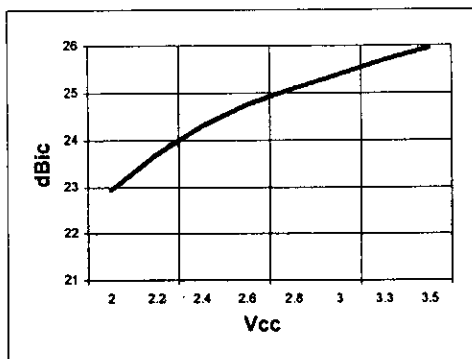
Connector Variants

Connector	Cable
Direct PCB Placement	N/A
SMA (M)	N/A
MCX (M)	N/A
SMB (F)	N/A
SMA (M)	100mm
MCX (M)	100mm
MMCX (M)	100mm
MMCX (M) Right Angle	100mm
SSMT	100mm
Hirose HFL	100mm

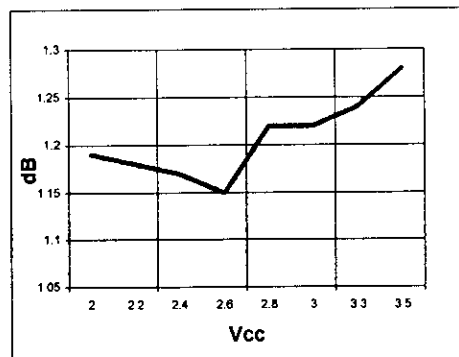
Current Vs Vcc



Gain Vs Vcc



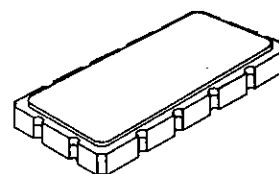
Noise Figure Vs Vcc



SF1093A 175 MHz SAW Filter



- Designed for GSM BTS Transmitter Applications
- Low Insertion Loss
- Excellent Size-to-Performance Ratio
- Hermetic 13.3 x 6.5 mm Surface-Mount Case
- Unbalanced Input and Output



Characteristic	Sym	Min	Typ	Max	Units	Notes
Nominal Center Frequency	fc		175.000		MHz	1
Passband	Insertion Loss at fc	IL	8	9.0	dB	1, 2
	2 dB Passband	BW ₂	±330	±460	kHz	
	Amplitude Ripple (peak to adjacent valley)			0.5	dB _{p-p}	
	Amplitude Variation over fc ±200 kHz			1.0		
	Group Delay Variation over fc ±300 kHz	GDV		<200	260	
Rejection	Absolute Group Delay	GD	1.3	1.5	µs	1, 2, 3
	fc -0.9 to fc -0.6 and fc +0.6 to fc +0.9 MHz		5		dB	
	fc -1.2 to fc -0.9 and fc +0.9 to fc +1.2 MHz		17			
	fc -6.0 to fc -1.2 and fc +1.2 to fc +6.0 MHz		30			
	fc -155 to fc -6.0 and fc +6.0 to fc +125 MHz		50			
Operating Temperature Range	T _A	-5		+70	°C	1
Impedance Matching to 50 Ω unbalanced	External L-C					
Case Style	SM13365-12 13.3 x 6.5 mm Nominal Footprint					
Lid Symbolization (YY = Year, WW = week)	RFM SF1093A YYWW					

Absolute Maximum Ratings

Rating	Value	Units
Maximum Incident Power in Passband	+10	dBm
Max. DC voltage between any 2 terminals	30	VDC
Storage Temperature Range	-40 to +85	°C
Max Soldering Profile	265°C for 10 s	

Electrical Connections

Connection	Terminals
Port 1 Hot	2
Port 1 Gnd Return	3
Port 2 Hot	8
Port 2 Gnd Return	9
Case Ground	All others

Notes:

1. Unless noted otherwise, all specifications apply over the operating temperature range with filter soldered to the specified demonstration board with impedance matching to 50 Ω and measured with 50 Ω network analyzer.
2. Unless noted otherwise, all frequency specifications are referenced to the nominal center frequency, fc.
3. Rejection is measured as attenuation below the minimum IL point in the passband. Rejection in final user application is dependent on PCB layout and external impedance matching design. See Application Note No. 42 for details.
4. "LRIP" or "L" after the part number indicates "low rate initial production" and "ENG" or "E" indicates "engineering prototypes."
5. The design, manufacturing process, and specifications of this filter are subject to change.
6. Either Port 1 or Port 2 may be used for either input or output in the design. However, impedances and impedance matching may vary between Port 1 and Port 2, so that the filter must always be installed in one direction per the circuit design.
7. US and international patents may apply.
8. RFM, stylized RFM logo, and RF Monolithics, Inc. are registered trademarks of RF Monolithics, Inc.
9. ©Copyright 1999, RF Monolithics Inc.
10. Electrostatic Sensitive Device. Observe precautions for handling.

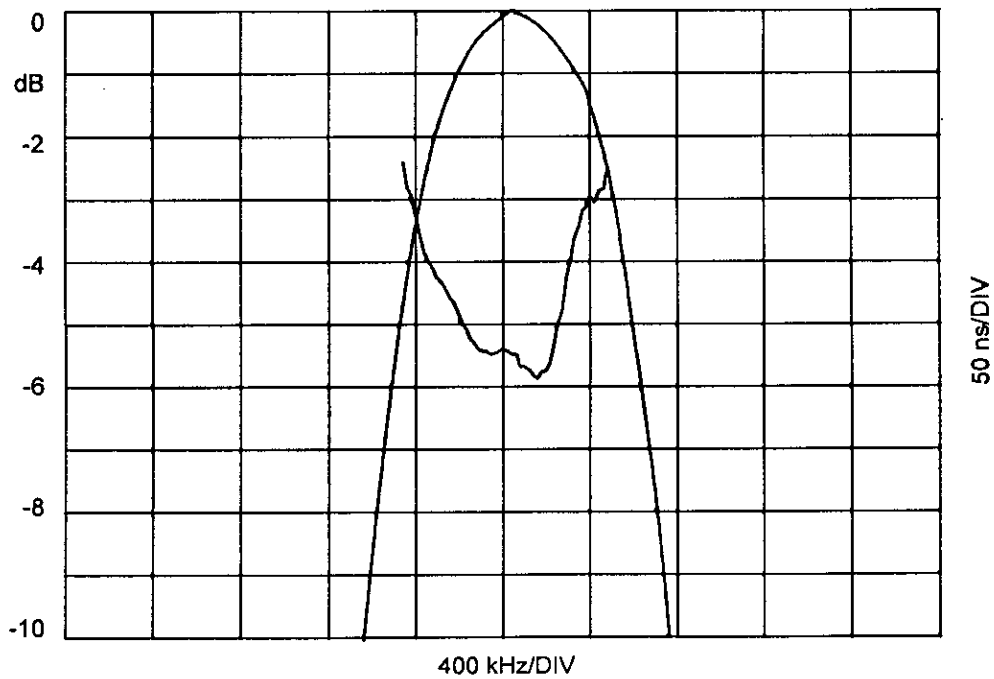
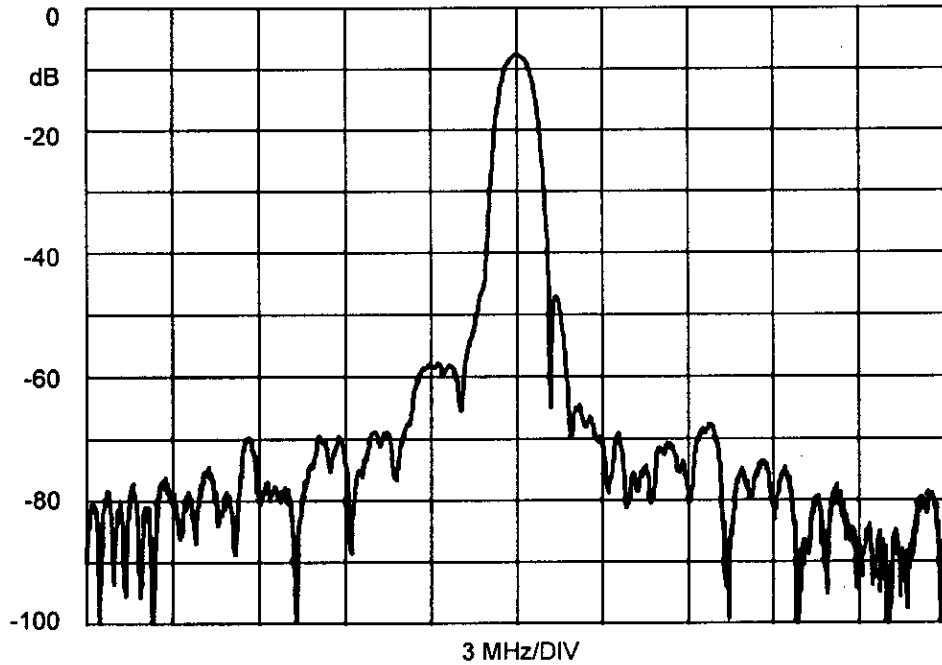


RF Monolithics, Inc.
4347 Sigma Road
Dallas, Texas 75244
USA

Phone: +1(972)233-2903
Fax: +1(972)387-8148
e-mail: info@rfm.com
Home page: www.rfm.com

European Sales Office
44 1963 251383
44 1963 251510

SF1093A 175 MHz SAW Filter



RF Monolithics, Inc.
4347 Sigma Road
Dallas, Texas 75244
USA

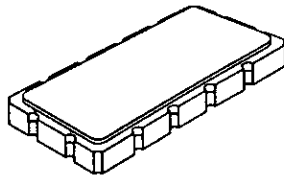
Phone: +1(972)233-2903
Fax: +1(972)387-8148
e-mail: info@rfm.com
Home page: www.rfm.com

European Sales Office
44 1963 251383
44 1963 251510

SM13365-12 Case



12-Terminal Ceramic Surface-Mount Case 13.3 x 6.5 mm Nominal Footprint

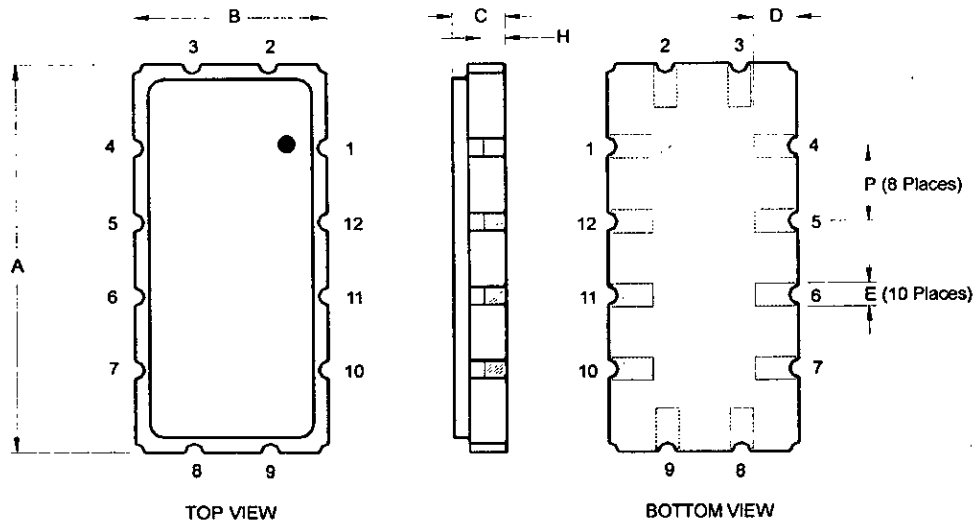


Case Dimensions

Dimension	mm			Inches		
	Min	Nom	Max	Min	Nom	Max
A	13.08	13.31	13.60	0.515	0.524	0.535
B	6.27	6.50	6.80	0.247	0.256	0.268
C		1.91	2.00		0.075	0.079
D		1.50			0.059	
E		0.79			0.031	
H		1.0			0.039	
P		2.54			0.100	

Electrical Connections

Connection		Terminals
Port 1	Input or Return	2
	Return or Input	3
Port 2	Output or Return	8
	Return or Output	9
Ground		All others
Single Ended Operation		Return is ground
Differential Operation		Return is hot



The GP2015 is a small format RF Front-end for Global Positioning System (GPS) receivers. Equivalent in performance to the GP2010 but in a TQFP package, this product is suited for size-critical applications as the RF area can be reduced by a factor of two to three using miniature surface mount passive components. The GP2015 is designed to operate from either 3 or 5 Volt supplies.

The input to the device is the L1 (1575.42MHz) Coarse-Acquisition (C/A) code Global Positioning signal from an antenna (via a low-noise pre-amplifier). The output is 2-bit quantised for subsequent signal processing in the digital domain. The GP2015 contains an on-chip synthesiser, mixers, AGC and a quantiser which provides Sign and Magnitude digital outputs. A minimum of external components is required to make a complete GPS front-end.

The device has been designed to operate with the GP2021 12-channel GPS Correlator and GP4020 GPS Baseband Processor, both available from Zarlink Semiconductor.

Features

- Ultra miniature TQFP package
- Low Voltage Operation (3V - 5V)
- Low Power - 200mW typ. (3V supply)
- C/A Code Compatible
- On-chip PLL Including Complete VCO
- Triple Conversion Receiver
- 48-Lead Surface Mount Quad Flat-Pack Package
- Sign and Magnitude Digital Outputs
- Compatible with GP2021 and GP4020 Correlators

Applications

- C/A Code Global Positioning by Satellite Receivers
- Time Standards
- Navigation
- Surveying

Related Products and Publications

Part	Description	Data Reference
GP2021	Twelve-Channel Correlator	DS4057
GP4020	GPS Baseband Processor	DS5134
App. Note	GPS ORION 12 Channel GPS Receiver Reference Design	AN4808
App Note.	GP2000 GPS Receiver Hardware Design	AN4855
App. Brief	GP2010/GP2015: Using Murata SAFJA35M4WC0Z00 SAW Filter	AB5202

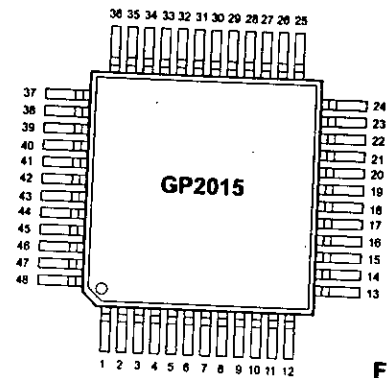
DS4374

ISSUE 3.1

February 2002

Ordering Information

- GP2015 IG FP1N** (Trays, Bake & Drypack)
 (Supersedes GP2015 IG FP1R)
GP2015 IG FP1Q (Tape mounted, Bake & Drypack)
 48 pin TQFP (-40°C to +85°C)



Pin	Name	Pin	Name
1	IF Output	25	N/C
2	PLL Filter 1	26	V _{CC} (DIG)
3	PLL Filter 2	27	REF 2
4	V _{EE} (OSC)	28	REF 1
5	V _{CC} (OSC)	29	V _{CC} (RF)
6	V _{EE} (OSC)	30	V _{EE} (RF)
7	V _{EE} (REG)	31	V _{EE} (RF)
8	PRef	32	RF Input
9	PReset	33	V _{EE} (RF)
10	V _{EE} (IO)	34	V _{EE} (RF)
11	CLK	35	V _{CC} (RF)
12	N/C	36	N/C
13	N/C	37	O/P 1-
14	MAG	38	O/P 1+
15	SIGN	39	V _{CC} (2)
16	OPCIK-	40	I/P 2-
17	OPCIK+	41	I/P 2+
18	V _{DD} (IO)	42	V _{EE} (IF)
19	PDN	43	V _{EE} (IF)
20	TEST	44	O/P 2-
21	LD	45	O/P 2+
22	V _{EE} (DIG)	46	V _{CC} (3)
23	AGC -	47	I/P 3-
24	AGC +	48	I/P 3+

Figure 1 - Pin connections - top view

GP2015

ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS (Non-simultaneous)

Max. Supply Voltage	7V
Max. RF Input	+15dBm
Max. voltage on any pin except LD (pin 21) and PReset (pin 9), which are 5.5V Min. voltage on any pin	$V_{CC}/V_{DD} + 0.5V$ $V_{EE} - 0.5V$
Storage Temperature	-65°C to +150°C
Operation Junction Temperature	-40°C to +150°C
10MHz Reference Input	1.5V pk -pk

ESD PROTECTION

The GP2015 device is static sensitive. The most sensitive pins withstand a 750V test by the human body model. Therefore, ESD handling precautions are essential to avoid degradation of performance or permanent damage to this device.

PRODUCT DESCRIPTION

The GP2015 receives the 1575.42MHz signal transmitted by GPS satellites and converts it to a 4.309MHz IF, using triple down-conversion. The 4.309MHz IF is sampled to produce a 2-bit digital output. If the GP2015 is used in conjunction with the GP2021 correlator, then the GP2021 provides a sampling clock of 5.714MHz. This converts the IF to a 1.405MHz 2-bit digital output at TTL levels.

The GP2015 can operate from a single supply from +3V (nominal) to +5V (nominal).

A block diagram of the circuit is shown in figure 2.

IF STRIP

The input signal to the GP2015 is the GPS L1 signal received via an antenna and a suitable LNA. The L1 input is a spread spectrum signal at 1575.42MHz with 1.023Mbps BPSK modulation. The signal level at the antenna is about -130dBm, spread over a 2.046MHz bandwidth, so the wanted signal is actually buried in noise. The high RF input compression point of the GP2015 means that with subsequent IF filtering it is possible to reject large out of band jamming signals, in particular 900MHz as used by mobile telephones. The on-chip PLL generates the first local-oscillator frequency at 1400MHz. The output of the front-end mixer (Stage 1) at 175.42 MHz can then be filtered before being applied to the second stage. The double-balanced stage 1 mixer outputs are open-collectors, and require external dc bias to V_{CC} .

The second stage contains further gain and a mixer with a local oscillator signal at 140 MHz giving a second IF at 35.42 MHz. The second stage mixer is also double-balanced with open-collector outputs requiring external dc bias to V_{CC} .

The signal from stage 2 is passed through an external filter with a 1dB bandwidth of 1.9MHz. The performance of this filter is critical to system performance and it is recommended that a SAW filter is used (part number SAFJA35M4WC0Z00, available from Murata). The output of the filter then feeds the main IF amplifier. This includes 2 AGC amplifiers and a third mixer with a local oscillator signal at 31.111 MHz giving a final IF at 4.309 MHz. There is an on-chip filter after the third mixer which provides filtering centred on 4.309 MHz. The IF output, which has 1kΩ output impedance, is provided for test purposes. All of the signals within the IF amplifier are differential including the filter inputs

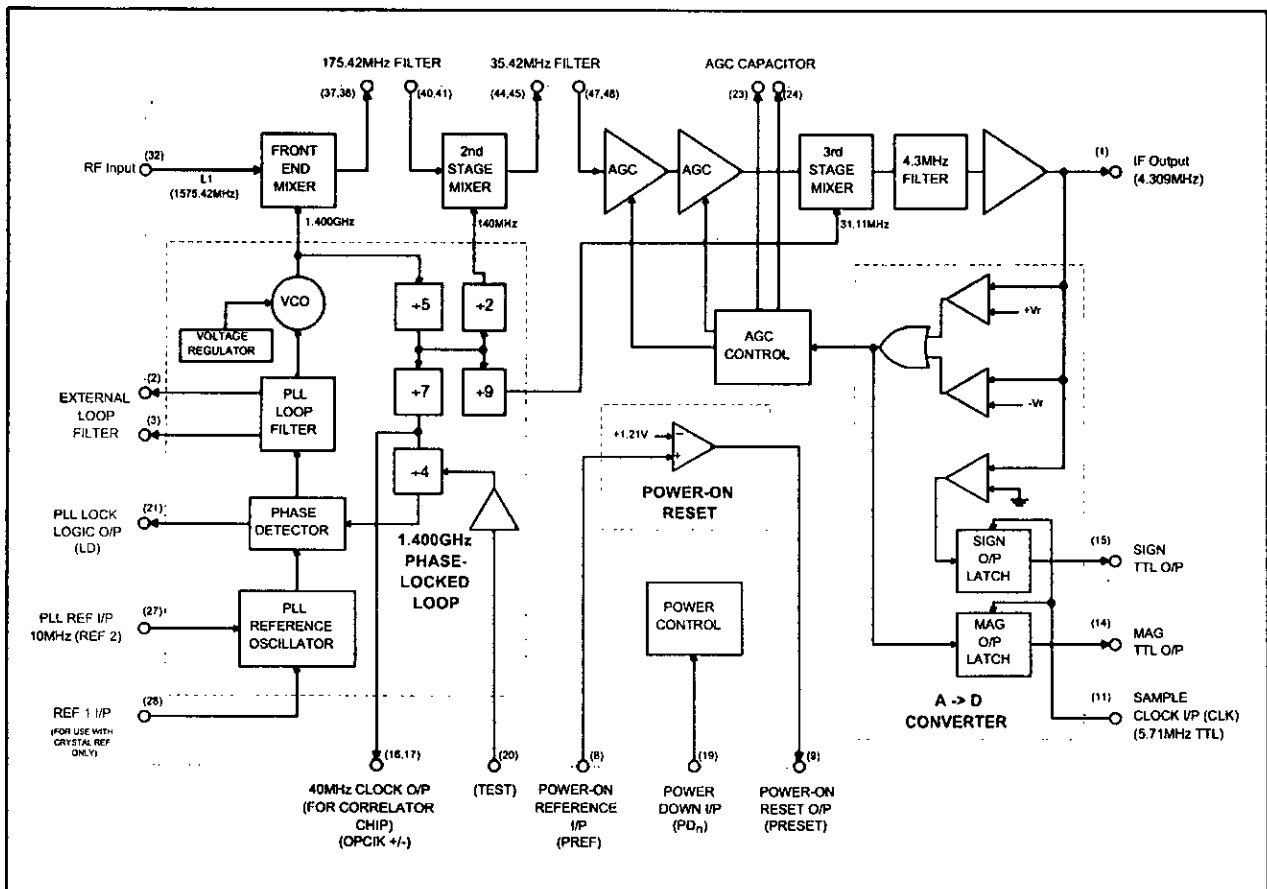


Figure 2 - Block diagram of GP2015

GP2015

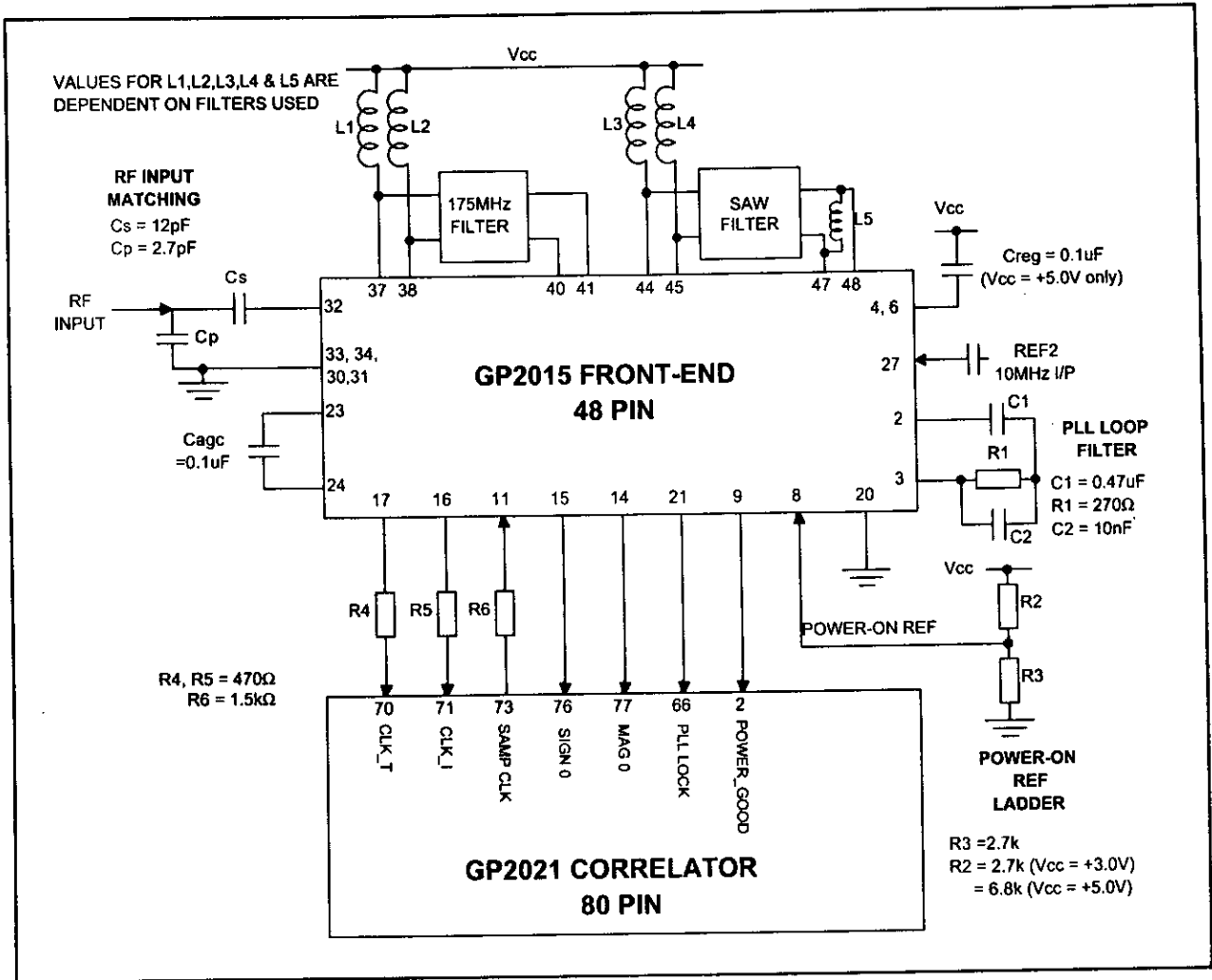


Figure 4 - GP2015 typical application

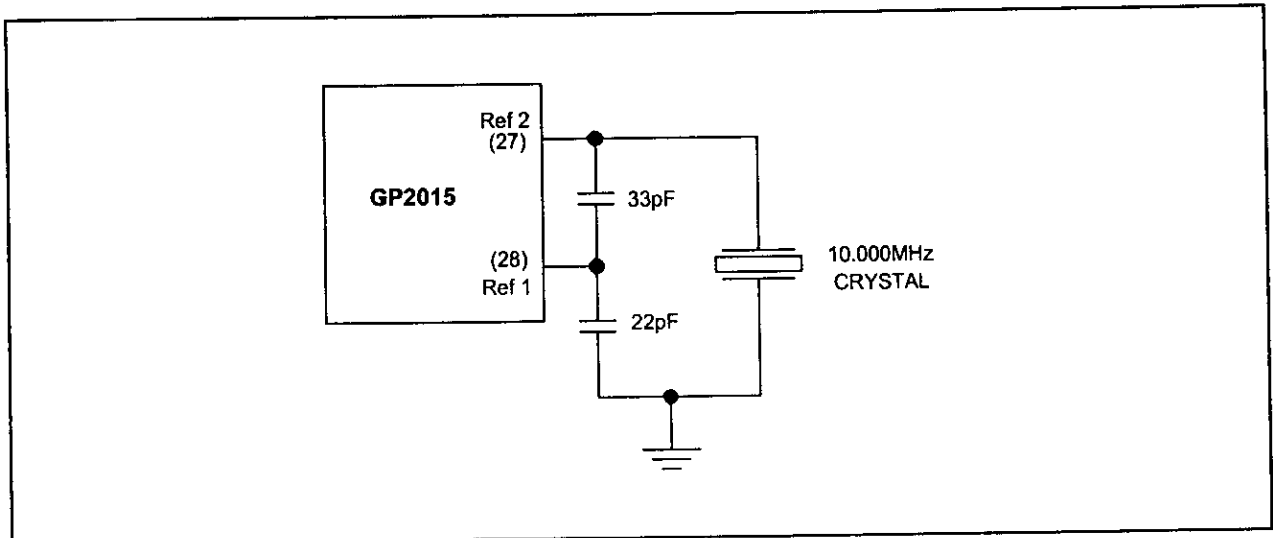


Figure 5 - Crystal Reference connections

Features

- 12 Fully Independent Correlation Channels
- On-Chip Dual UART and Real Time Clock
- Compatible with most 16- and 32-bit Microprocessors
- Memory Control Logic for ARM60 Microprocessor
- Low Voltage, Low Current Power-Down Mode
- Power Dissipation 150mW Typical
- Compatible with GP2015 and GP2010 RF Front Ends
- Battery Backup Voltage 2.2V (min)

Applications

- GPS Navigation Systems
- GPS Geodetic Receivers
- Time Transfer Receivers

Related Global Positioning Products

Part	Description	Data ref.
GP2015	GPS receiver RF front end (48-lead TQFP package)	DS4374
GP2010	GPS receiver RF front end (44-lead PQFP package)	DS4056
P60ARM-B	32 bit RISC microprocessor	DS3553
App. Note	GPS ORION 12 Channel GPS Receiver Reference Design	AN4808
App. Note	GPS2000 GPS Receiver Hardware Design	AN4855

DS4077

Issue 3.2

April 2001

Ordering Information

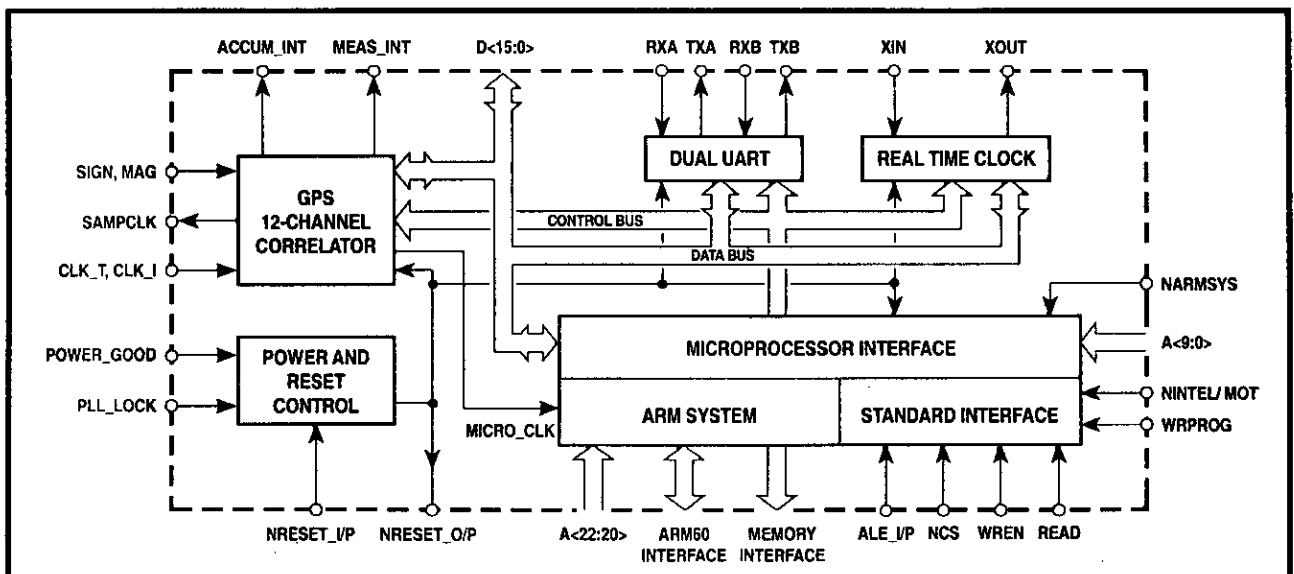
 GP2021/IG/GQ1N (Trays)
 GP2021/IG/GQ1Q (Tape and Reel)

Description

The GP2021 is a 12-channel C/A code baseband correlator for use in NAVSTAR GPS satellite navigation receivers. The GP2021 complements the GP2015 and GP2010 C/A code RF downconverters available from Zarlink Semiconductor.

The GP2021 is compatible with most 16-bit and 32-bit microprocessors, especially those from Motorola and Intel, with additional on-chip support for the ARM60 32-bit RISC processor. When the ARM60 is used, the on-chip memory management functions allow implementation of a full GPS receiver with minimal external logic.

The GP2021 allows individual channel de-activation, for systems not requiring full 12-channel operation, to save power and processor loading. Receiver power may be further conserved by reducing the supply voltage to 2.2V under battery backup; all system functions are then disabled but the 32.768kHz oscillator and Real Time Clock are maintained for the microprocessor to estimate satellite visibility at power-on to reduce signal acquisition time.



CONTENTS			
	Page	Page	
TYPICAL GPS RECEIVER	3	CONTROLLING THE GP2021	24
PIN DESCRIPTION	4	DETAILED DESCRIPTION OF REGISTERS	28
FUNCTIONAL DESCRIPTION	7	GP2021 Register Map	28
12-Channel Correlator	7	Correlator Registers	30
Tracking Modules	8	Tracking Channel Registers	30
PERIPHERAL FUNCTIONS	11	Peripheral Functions Registers	43
Dual UART	11	Real Time Clock and Watchdog	43
Real Time Clock (RTC) and Watchdog	12	DUART	43
Power and Reset Control	12	SYSTEM CONTROL	44
Discrete I/O	14	GENERAL CONTROL	45
Digital System Test Interface	15	ELECTRICAL CHARACTERISTICS	47
MICROPROCESSOR INTERFACE	15	TIMING CHARACTERISTICS	51
SOFTWARE REQUIREMENTS	21		

Absolute Maximum Ratings

These are not the operating conditions, but are the absolute limits which if exceeded, even momentarily, may cause permanent damage. To ensure sustained correct operation the device should be used within the limits given under Electrical Characteristics. It is essential for both V_{DD} and V_{SS} to be present before input signals are applied.

Supply voltage (V_{DD}) $V_{SS} - 0.3V$ to $+6V$
 Input voltage (any input pin) $V_{SS} - 0.3V$ to $V_{DD} + 0.3V$
 Output voltage (any output pin) $V_{SS} - 0.3V$ to $V_{DD} + 0.3V$
 Storage temperature $-55^{\circ}C$ to $+150^{\circ}C$

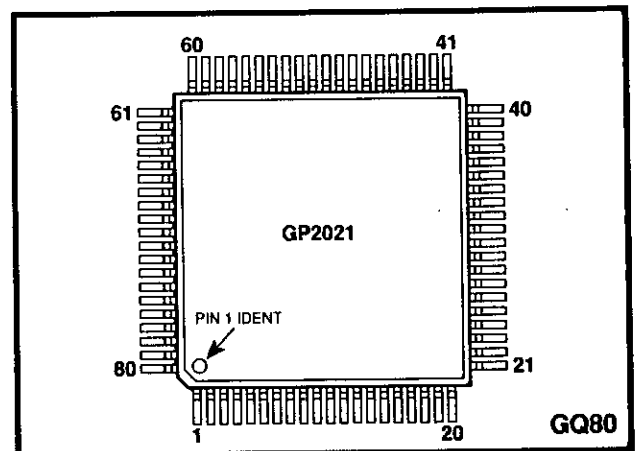


Figure 2 Pin connections - top view

Pin	Description	Pin	Description	Pin	Description	Pin	Description
1	MULTI_FN_IO	21	NRD/NC	41	A6	61	D11
2	POWER_GOOD	22	ARM_ALE/NC	42	A5	62	D12
3	NRESET_OP	23	DBE/NC	43	A4	63	D13
4	NARMSYS	24	ACCUM_INT	44	A3	64	D14
5	XIN	25	MEAS_INT	45	A2	65	D15
6	XOUT	26	NBW/WRPROG	46	A1/ALE_IP	66	PLL_LOCK
7	TXA	27	NMREQ/DISCIP2	47	A0/NRESET_IP	67	V_{DD}
8	TXB	28	NOPC/NINTELMOT	48	D0	68	DISCOP
9	RXA	29	NRW/DISCIP3	49	D1	69	V_{SS}
10	RXB	30	MCLK/NC	50	D2	70	CLK_T
11	NROM/NC	31	ABORT MICRO_CLK	51	D3	71	CLK_I
12	NEEPROM/NC	32	DISCIO	52	D4	72	V_{SS}
13	NSPARE_CS/NC	33	A22/READ	53	D5	73	SAMPCLK
14	V_{DD}	34	V_{DD}	54	D6	74	V_{DD}
15	V_{SS}	35	V_{SS}	55	V_{DD}	75	NBRAM / DISCIP4
16	NRAM/NC	36	A21/NCS	56	V_{SS}	76	SIGN0
17	NW0/NC	37	A20/WREN	57	D7	77	MAG0
18	NW1/NC	38	A9	58	D8	78	SIGN1
19	NW2/NC	39	A8	59	D9	79	MAG1
20	NW3/NC	40	A7	60	D10	80	DISCIP1

Table 1 Pin assignments

TYPICAL GPS RECEIVER

Fig. 3 shows a typical GPS receiver employing a GP2010 or GP2015 RF front end, a GP2021 correlator and an ARM60 32-bit RISC microprocessor.

A single front end may be used, since all GPS satellites use the same L1 frequency of 1575.42 MHz. However, in order to achieve better sky coverage, it is sometimes desirable to use more than one antenna. In this case, separate front ends will be required.

The RF section, GP2010 or GP2015, performs down conversion of the L1 signal for digital baseband processing. The resultant signal is then correlated in the GP2021 with an internally generated replica of the satellite code to be received. Individual codes for each channel may be selected independently to enable acquisition and tracking of up to 12 different satellites simultaneously. The results of the correlations form the accumulated data and are

transferred to the microprocessor to give the broadcast satellite data (the Navigation Message) and to control the software signal tracking loops.

The GP2021 can be interfaced to one of two styles of front end. In Real_Input mode, the front end supplies either a 1-bit (sign) or 2-bit (sign and magnitude) signal to either the SIGN0/MAG0 or SIGN1/MAG1 inputs of the GP2021. Alternatively, in Real_Input mode, two separate front ends can be connected to a single GP2021 and selected under software control. The GP2015 and GP2010 are Real_Input mode front ends.

In Complex_Input mode, the front end is required to supply In-phase (I) and Quadrature (Q) signals to the SIGN0/MAG0 and SIGN1/MAG1 inputs respectively. Hence, only a single front end can be used with each GP2021 in Complex_Input mode. See Table 3, page 6.

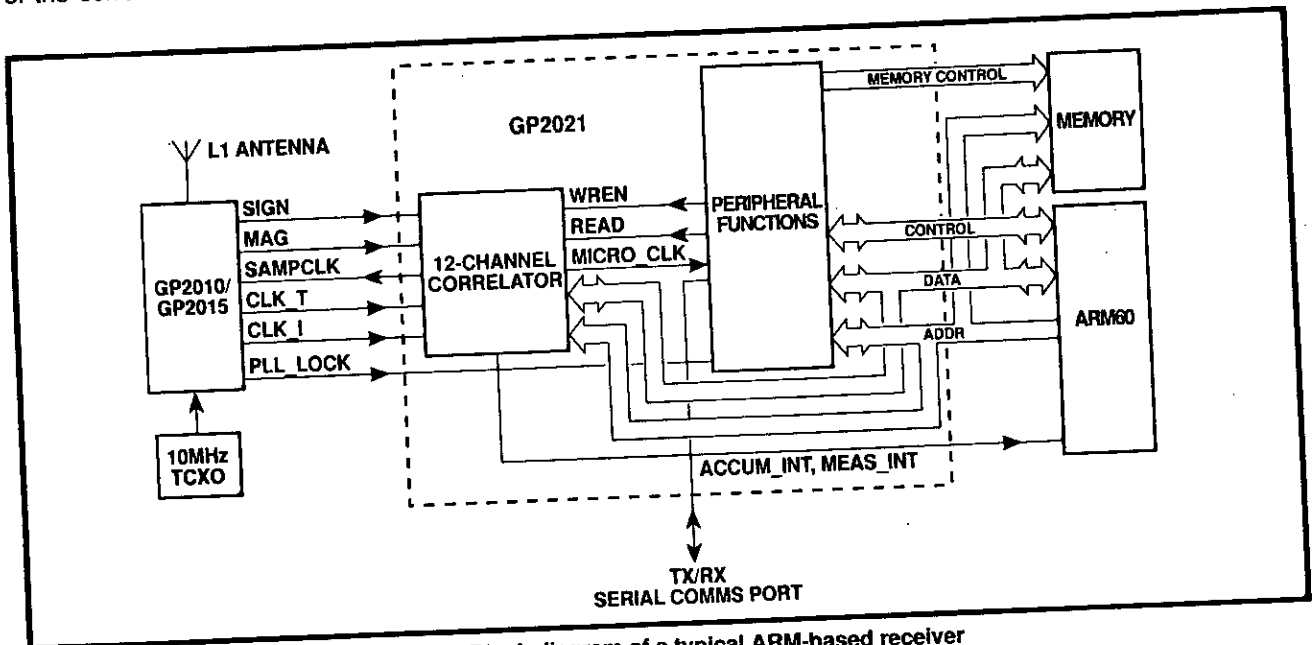


Figure 3 Block diagram of a typical ARM-based receiver

ARM60

Data Sheet

Zarlink Part Number: P60ARM-B/IG/GP1N

Notes

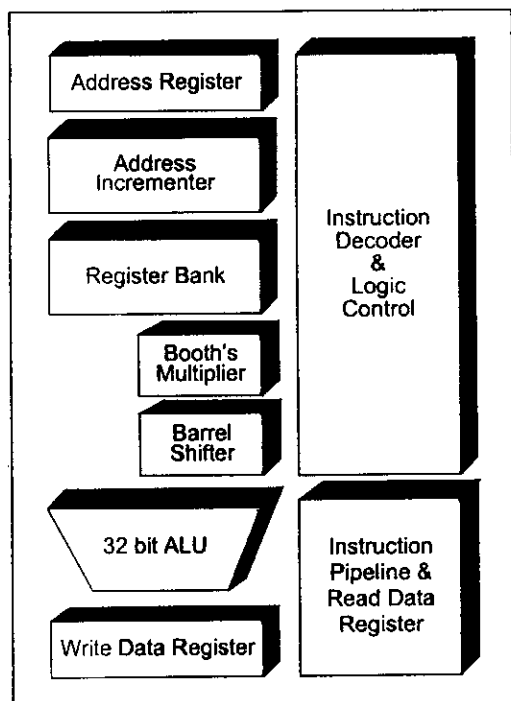
- 1) The original P60ARM/CG/GPFR is obsolete
- 2) This datasheet includes the performance data previously supplied in supplement MS4396 - Jan 1996



ZARLINKTM
SEMICONDUCTOR

Preface

The ARM60 is a low power, general purpose 32-bit RISC microprocessor. It is an implementation of the ARM6 macrocell, packaged in a 100 pin Metric Quad Flat Pack. Its simple, elegant and fully static design is particularly suitable for cost and power sensitive applications .



- 32 bit RISC processor
- 32 bit data bus
- 32 bit address bus
- Big and Little Endian operating modes
- High performance RISC
21 MIPS sustained @ 30MHz (30 MIPS peak) @ 5V
- Low power consumption
1.5mA/MHz @ 5V fabricated in 1 μ m CMOS
- Fully static operation
ideal for power sensitive applications
- Fast interrupt response
for real-time applications
- Virtual Memory System Support
- Excellent high-level language support
- Simple but powerful instruction set
- IEEE 1149.1 (JTAG) Boundary Scan
to ease testing

Applications:

The ARM60 is ideally suited to those applications requiring RISC performance from a compact, power efficient processor. These include:

- Telecomms - eg GSM terminal controller
- Datacomms - eg protocol conversion
- Portable Computing - eg palmtop computer
- Portable Instruments - eg handheld data acquisition unit
- Automotive - eg engine management unit
- Consumer Multimedia - low cost controller

P60ARM-B

1.1 ARM60 Block diagram

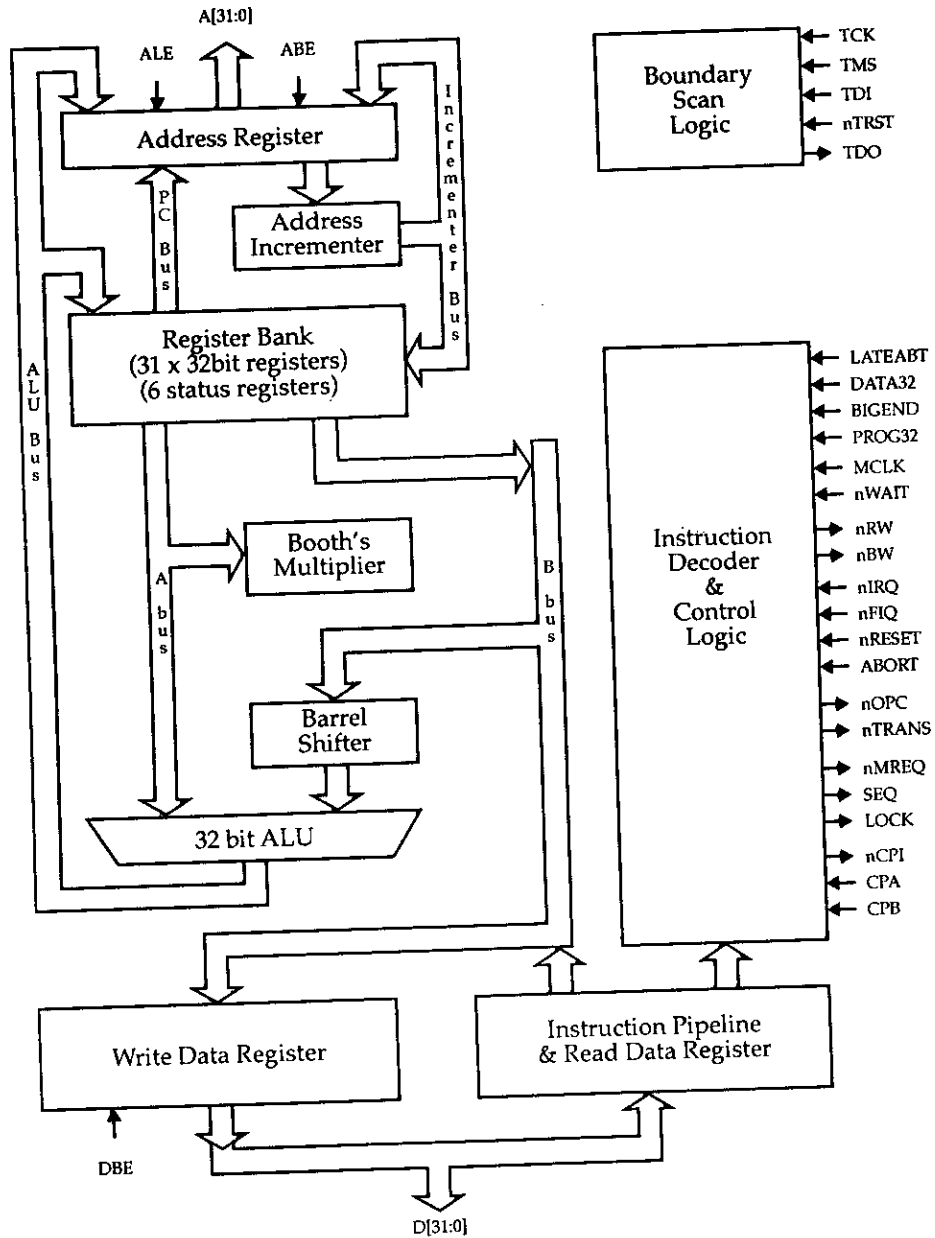


Figure 1: ARM60 Block Diagram

1.2 ARM60 Functional Diagram

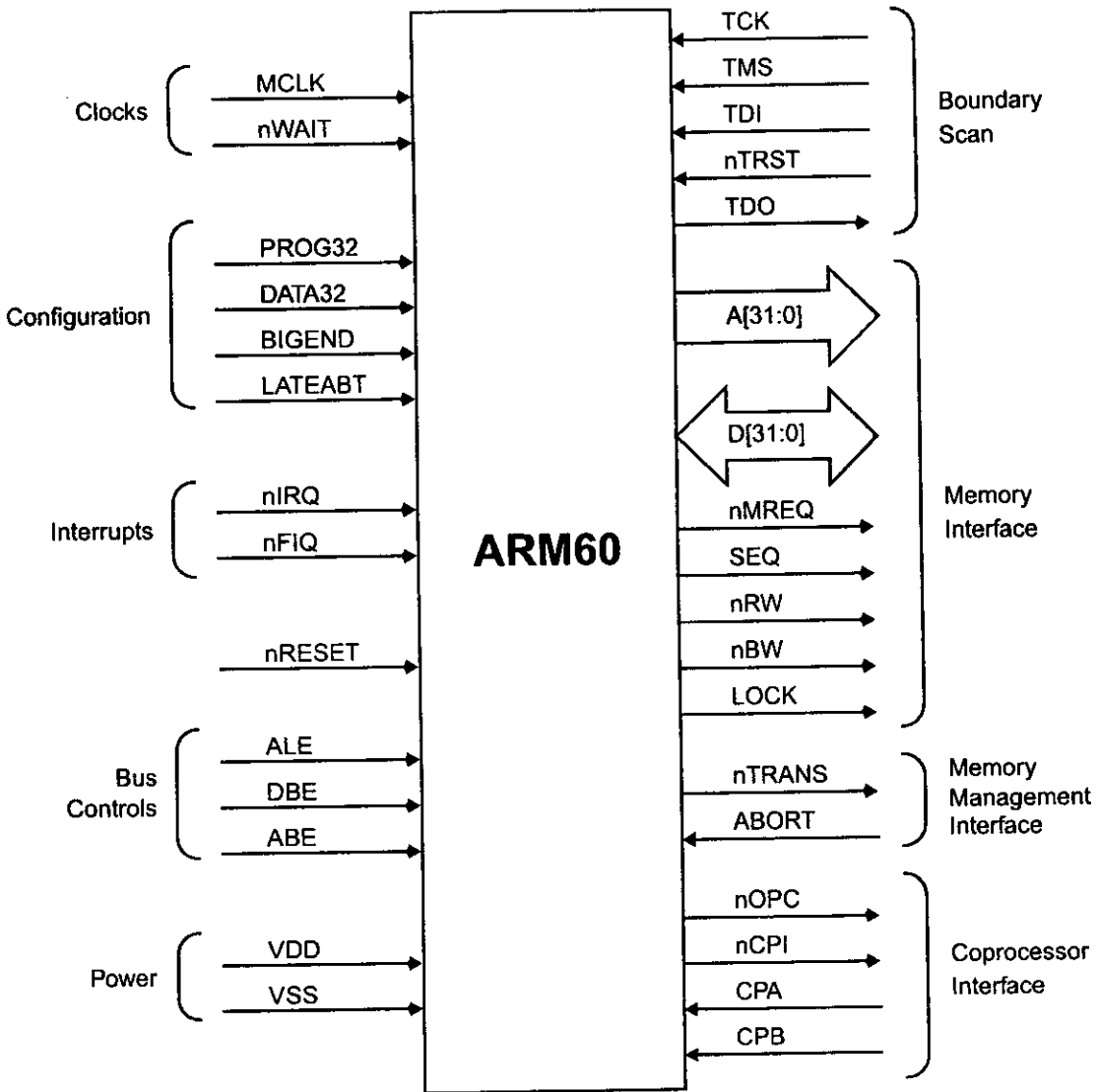


Figure 2: ARM60 Functional Diagram