

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE



UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA

Faculté des Sciences de l'Ingénieur

Département : Aéronautique.



Mémoire pour l'obtention
du diplôme d'ingénieur d'état en Aéronautique

Filière : navigation aérienne
Spécialités: Installation

THEME

Prédiction de localisation d'un objet mobile par GPS en utilisant le filtre
de Kalman et le réseau de neurone

PRESENTES PAR :

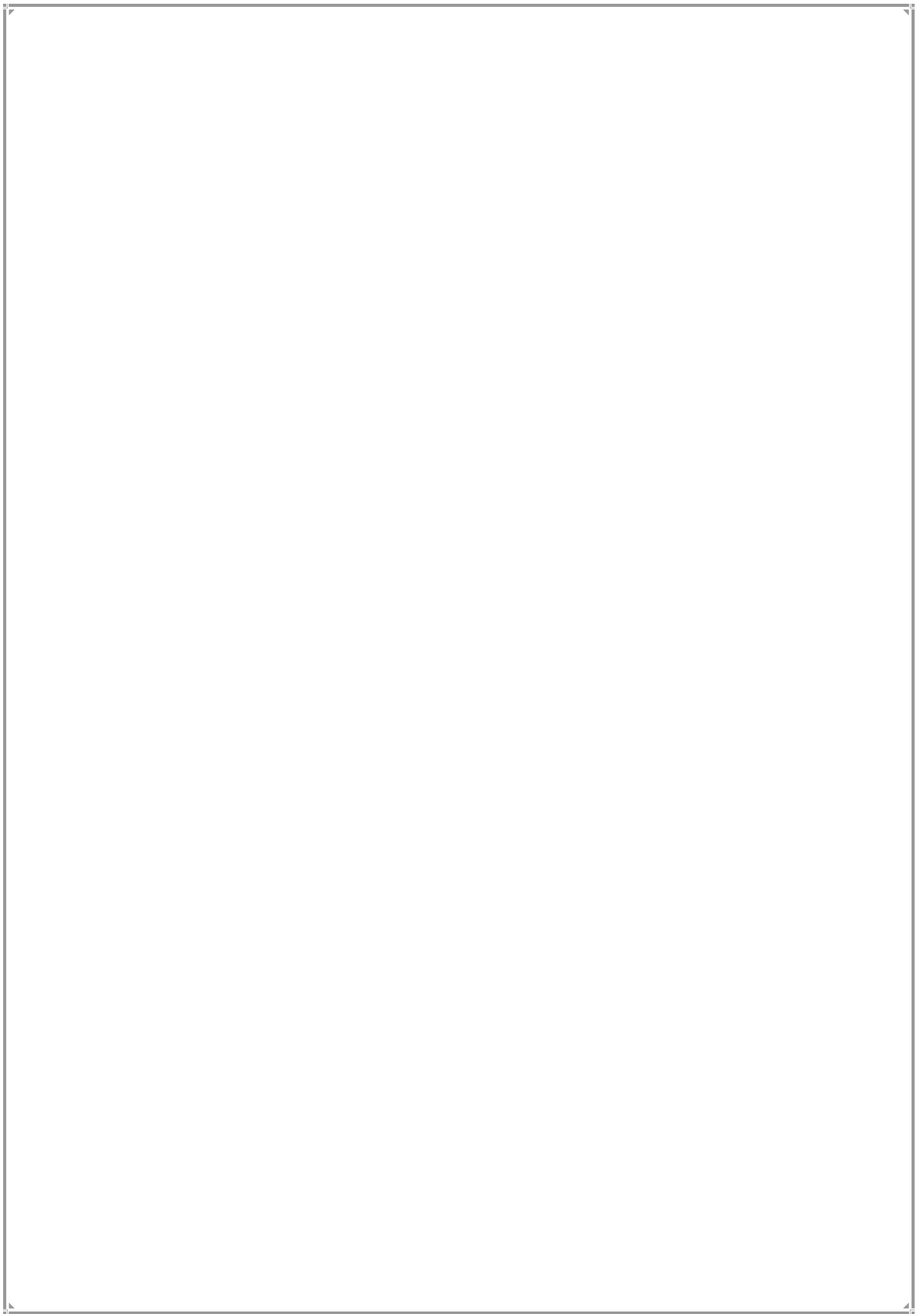
M^r :DJEBBAR MOKHTAR .

M^r :ABDELLI M^{ed} REDHA .

ENCADRE PAR :

D^r: RAHMOUNI M^{ed} .

ANNEE UNIVERSITAIRE 2009 /2010



ز في مذكرتنا هو دراسة تقنية حول نظام التموقع لهدف متحرك بواسطة GPS.

دراستنا بتعدد مختلف نظم تحديد المواقع الموجودة
عمل هذا الأخير محددتين الفيزيائية للإشارة.

الأهداف مع تحديد جيد للسرعة، الإحداثيات و الزمن
بمحاكاة الهدف المرجو شبكة النيترونات ، بالخوارزميات
قمنا بعرض نوعين من الخوارزميا

Résumé :

Le travail que nous avons fait est une étude technique sur le système de positionnement par satellite GPS d'un objet mobile.

Nous avons commencé d'abord de citer les différents systèmes de localisations existants avant la découverte de GPS. et nous avons détaillé le principe de fonctionnement de GPS indiquant les caractéristiques de signal.

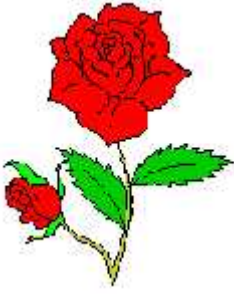
Nous avons intéressés beaucoup plus aux algorithmes qui assurent le positionnement d'une cible avec une grande précision de vitesse, temps et position. Donc on a exposé les deux algorithmes FK (filtre de Klman), et le RN (réseau de neurones) qui permettent de simuler la localisation des cibles mobiles.

Abstract :

Work that we have fact is a technical study on the system of positioning with satellite GPS for a mobile object.

We initially started to quote the deferent existing systems of localizations before the discovery of GPS. and we detailed the principle of operation of GPS indicating the characteristics of signal.

We interested much more in the algorithms which ensure the positioning of a target with a high degree of accuracy speed, time and position. Thus we have exposed two algorithms KF (Klman filtering), and the NN (neural network) which to allow to simulate the localization of the moving targets.



Remerciements

A travers ce modeste travail, nous tenons à remercier tous d'abord le bon dieu tout puissant de la bonne santé, de la volonté et de la patience qu'il nous a accordée tous au long de nos études. nous remercions notre promoteur Mr –Rahmouni. Pour l'intéressante documentation qu'il a mise à notre disposition, pour ses conseils précieux et pour toutes les commodités et aisances qu'il nous a apportées durant notre étude et réalisation de ce projet.

Nos remerciements les plus vifs s'adressent aussi aux messieurs le président et les membres de jury d'avoir accepté d'examiner et d'évaluer notre travail.

Nous exprimons également notre gratitude à tous les professeurs et enseignants qui ont collaboré à notre formation depuis notre premier cycle d'étude jusqu'à la fin de notre cycle universitaire.

Sans omettre bien sûr de remercier profondément tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation du présent travail.

Et enfin, que nos chers parents et familles, et bien avant tout, trouvent ici l'expression de nos remerciements les plus sincères et les plus profonds en reconnaissance de leurs sacrifices, aides, soutien et encouragement afin de nous assurer cette formation d'ingénieur dans les meilleures conditions

**DJEBBAR MOKHTAR
et ABDELLI Med REDHA**



Dédicaces

*Je dédie ce modeste travail
À mes chers parents, mes chers frères et ma chère
famille.
À tous mes professeures
À tous mes amis
À tous la promotion
À tous ceux qui m'ont aidé durant ma vie
universitaire.*

Mokhtar



Dédicaces

*Je dédie ce modeste travail
À mes chers parents, mes chers frères et ma chère
famille.
À tous mes professeures
À tous mes amis
À tous la promotion
À tous ceux qui m'ont aidé durant ma vie
universitaire.*

Med Redha

SOMMAIRE

Liste de figures

Nomenclature

Introduction générale

Chapitre I : généralités sur les systèmes de navigations

I.1 Introduction	3
I.2 SONAR : La détection des cibles.....	3
I.2.1 définition.....	3
I.2.2Le principe de la détection SONAR.....	4
I.2.3 Principaux types de SONARS	5
I.2.4 Constitution d'un sonar.....	6
I.3 LORAN.....	6
I.3.1 Définition.....	6
I.3.2 Principe du LORAN	7
I.3.3 Détails techniques du LORAN-C	7
I.3.3.1 Chaînes	8
I.3.3.2 La réception.....	8
I.3.3.3 Le canal de données	9
I.3.4 Les émetteurs de LORAN-C	9
I.3.5 La navigation avec le LORAN-C	10
I.5.1. 3 Concept de détermination de navigation.....	10
I.4 DECCA (navigation).....	10
I.4.1 Définition.....	11

I.4.2	Fonctionnement	11
I.4.2.1	Principes	12
I.4.2.2	Détails de fonctionnement	13
I.4.3	Identification des chenaux	13
I.4.4	Récepteurs Decca	14
I.4.5	Portée et précision	14
I.5	GLONASS.....	15
I.5.1.	Introduction.....	15
I.5.1. 1	but de GLONASS.....	15
I.5.1. 2	Composants de GLONASS.....	16
I.5.2	Temps de GLONASS.....	17
I.5.3	Système du positionnement.....	18
I.5.4	TYPES DE MESURES.....	19
I.6	Système de navigation Oméga.....	19
I.6.1	L'histoire	19
I.6.2	Principe du système Oméga	20
I.6.3	Les stations	21
I.6.4	Les antennes	21

Chapitre II : le système GPS

II.1	Historique.....	23
II.2	Description de système.....	24
II.2.1	Secteur spatial.....	25
II.2.1.1	La géométrie du système	25

II.2.1.2	Caractéristique d'un satellite	26
II.2.1.3	Les blocs des satellites	27
II.2.1.4	Numérotation des satellites	27
II.2.1.5	Les Services fournis	28
II.2.1.5.1	Le service PPS (precise Positioning Service).....	28
II.2.1.5.2	Le service SPS (Standart Positioning Service)	28
II.2.1.6	Le signal GPS.....	28
II.2.1.6.1	Les codes pseudo aléatoires	30
II.2.1.6.2	LE CONTENU DU SIGNAL GPS	31
II .2.2	Le secteur de Contrôle	34
II .2.3	Le secteur Utilisateur	35
II .3	TEMPS ET SYSTEME DE COORDONNEE.....	36
II .3.1	Temps GPS	36
II .3.2	Système de coordonnée	37
II .4	LES PRINCIPES DU GPS	38
II 4.1	Détermination de la position	38
II .4.2	<i>Détermination de la vitesse</i>	40
II .5	TYPES DE MESURES.....	40
II .5.1	La pseudo distance sur les codes	40
II .5.2	la mesure de phase	41
II .5.3	Bruits de mesures	42
II .6	Conclusion	44

Chapitre III : filtre de Kalman et le NEURONE

III .1	Filtre de Kalman.....	45
III .1.1	Introduction.....	45

III .1.2 Les filtrages	46
III .1.2.1 Le filtrage de kalman	46
III .1.2.2 Fonctionnement du filtre de kalman	47
III .1.2.3 Utilisation du filtre kalman	47
III .1.2.4 Calcul d'estimation de kalman.....	48
III .1.2.5 Lemme d'orthogonalité.....	49
III .1.2.6 Calcul du prédicteur de Kalman.....	51
III .1.2.7 Calcul de gain de kalman	52
III .1.2.8 L'erreur de prédiction	52
III .1.2.9 Calcul du filtre de Kalman	54
III .2 Réseau de neurone.....	57
III .2.1 Introduction	57
III .2.2 Le neurone biologique	57
III.2.3 Modélisation du problème	58
III .2.4 Neurone formel	58
III .2.5 Fonction d'activation	59
III .2.6 Les réseaux de neurones formels	59
III .2.7 L'architecture d'un réseau de neurone.....	60
III .2.8 Model de réseau de neurones	61
III .2.9 Apprentissage d'un Réseau de Neurones Artificiels	62
III .2.9.1 Définition	62
III .2.9.2 Types d'apprentissage	62

III .2.9.3 Protocoles d'apprentissages	63
III .2.10 Le Perceptron multicouche	64
III .2.10. 1 Introduction.....	64
III .2.10.2 Le Perceptron multicouche.....	64
III .2.10.3 La règle d'apprentissage du Perceptron	65
III .2.10.4 Rétro-propagation du gradient de l'erreur	66
III .2.10 Conclusion.....	66

Chapitre IV: Application du Filtre de kalman et réseau Neurone

IV.1.filtre Kalman	67
IV.1.1.Le système linéaire	: 67
IV.1.2Théorie du filtre de Kalman algorithme	68
IV.2.Le réseau Neurone	74
IV.3.Conclusions	78

Conclusion générale

Bibliographie

Chapitre I

Figure I.1 : le SONAR.....	4
Figure I.2 : détection par SONAR.....	5
Figure I.3 : équipement SONAR.....	6
Figure I.4 : Hyperboles de position.....	7
Figure I.5 : Horloges atomique d'une station LORAN.....	7
Figure I.6 : Station Loran de Cambridge Bay.....	9
Figure I.7 : Station de Malone, Floride.....	9
Figure I.8 : Carte LORAN-C.....	10
Figure I.9 : Decca Navigator Mk 12.....	11
Figure I.10 : Synoptique d'un récepteur Decca.....	12
Figure I.11 : Exemple de chenaux Decca.....	14
Figure I.12 : la constellation GLONASS.....	15
Figure I.13 : Animation du Système de navigation Oméga.....	20
Figure I.14 : Les stations oméga.....	21
Figure I.15 : antennes Omega.....	22

Chapitre II

Figure II. 1: les secteurs du GPS.....	24
Figure II.2 : Le secteur spatial.....	25
Figure II.3: géométrie du système	26
Figure II.4 : la génération du signal.....	29
Figure II.5 : Enveloppe du Spectre de Raies pour L ₁ et L ₂	30
Tableau II.6 : contenu des sous trames du signal GPS.....	32
Figure II.7 : le format de message.....	33
Figure II .8 : Caractéristiques électriques des signaux	34
Figure II .9: Le secteur de contrôle.....	35
Figure II .10: définition du système de coordonnées WGS84.....	37

Figure II .11: principe du positionnement.....	38
Figure II .12: intersection des trois sphères.....	39
Figure II .13: Temps de parcours du signal (code pseudo aléatoire).....	40
Figure II .14 : Mesure de phase.....	42
Tableau II .15 : Sources d'erreurs sur les mesures GPS.....	43

Chapitre III

Figure III.1 : Schématisation du filtre de kalman.....	46
Figure III.2 : Schéma fonctionnel de filtre de kalman.....	47
Figure III .3 : Pseudo distance au satellite n.....	48
Figure III .4 : Schéma fonctionnel du prédicteur de Kalman.....	54
Figure III .5 Neurone biologique.....	57
Figure III.6 Neurone formel.....	58
Figure III.7 Différents types de fonctions de transfert pour le neurone artificiel...59	
Figure III.8 : Schéma d'un perceptron.....	61
Figure III.9 Schémas de principe d'Adaline.....	62
Figure III.10 Architecture d'un PMC à une couche cachée.....	65

Chapitre VI

Figure VI.1 : la position vraie du véhicule, la position estimée, la position mesurée...70	
Figure VI.2 : erreur entre le position estimé et la vitesse vraie.....	71
Figure VI.3 : le gain de FK.....	72
Figure VI.4 : erreur entre la vitesse estimée et la vitesse vraie.....	73
Figure VI.5 : estimation de position en fct de temps utilisant FK et NN.....	76

Figure VI.6 : erreur d'estimation de position par le neuronet.....77

Nomenclature

- 1 -GPSGlobal positioning system
- 2-GLONASS.....global navigation satellite system
- 3-LORAN.....long range navigation
- 4- GRI Group Répétition Intervalle
- 5- LDC.....Low Data Channel
- 6-DGPS.....le gps différentiel
- 7-LF Low frequency
- 8-VHF..... Very high frequency
- 9-UHF.....ultra High frequency
- 10- VLF.....Very Low frequency
- 11- UTC..... Coordonnées de temps universal
- 12- *SID*..... sudden ionospheric disturbance
- 13- NAVSTAR.....Navigation Satellite Timing And Ranging
- 14- PRN..... Pseudo Range Noise
- 15- PPS.....precise Positioning Service
- 16- SPS.....Standard Positioning Service
- 17- C/A coarse acquisition code
- 18- A.S..... Anti-Spoofing
- 19- SA..... Sélective Availability
- 20- TAI..... Temps atomique international
- 21- WGS..... système géodésique global
- 22- CIO..... conventionnal international origin
- 23- BIH..... bureau international de l'heure
- 24- CTP..... Conventiounal Terrestrial Pole
- 25- ADALINE..... ADAptative Llinear NEuron

- 26- BPSK..... La porteuse est modulée par sauts de phase bipolaire.
- 27-c.....vitesse de lumière
- 28-L.....largeur de bande
- 29- f.....fréquence
- 30- T.....La période
- 31- E.....L'espérance
- 32-P.....la matrice de covariance
- 33-uLe signal de commande
- 34- w.....Le signal de bruit
- 35- Z^k Le vecteur de mesure instantané
- 36- Z..... Le vecteur de mesure
- 37- *Cov*.....covariance
- 38- \hat{X} position vraie
- 39- \tilde{X} L'erreur de la position
- 40- $\tilde{y}_k / k > 1$ le processus d'innovation
- 41- K_kle gain de prédicteur Kalman
- 42- K_k^fLe gain de filtre Kalman
- 43- **D**.....La valeurs des sorties désirées de réseau Neurone
- 44- **A**..... Les valeurs des sorties obtenues(Neurone)
- 45- **E**.....L'erreur du réseau
- 46- f_ELa fonction d'erreur de réseau Neurone supervision
- 47-**UW**.....La fonction des poids W_{ij}
- 48- ηLe pas d'apprentissage
- 49-**T**.....la période échantillonnage
- 50- R_w Covariance du bruit de processus
- 51- R_z Covariance de bruit de mesure

52- sum_i L'activité présente à l'entrée du neurone i pour l'exemple t

bibliographie

Les livres

1. Application de matlab5 et simulink2
Mokhtari.m
Marie.M
2. GPS localisation et navigation
Serge Botton
Françoise Duquenne
Yves Egels
Michel Even
Pascal Willis
3. Global positioning system :
Volume III-1986
Volume V-1998
Reprinted by the instiut of navigation «Alexandro VA»

Les sites web

www.ele.etsmtl.ca/profs/rlandry
[www.jerryweb.org /jermy](http://www.jerryweb.org/jermy)
www.coyenne.ird.fr/laboratoires/teledetection
www.google.com



Chapitre IV



Application du Filtre de kalman et réseau Neurone



INTRODUCTION GENERALE

Autrefois, l'homme naviguait en utilisant les étoiles.

Au 21^{ème} siècle, c'est toujours dans le ciel qu'il trouve son chemin, mais grâce à une technologie de pointe : la navigation par satellite.

La navigation par satellite permet de déterminer à tout instant et à quelques mètres près la position dans le temps et l'espace d'une cargaison, d'un véhicule, d'un simple randonneur ...etc.

Grâce aux récepteurs GPS, de nombreuses informations utiles sont fournies en permanence comme la vitesse, la direction, l'heure, le jour ou encore l'heure d'arrivée.

Ces systèmes ont un potentiel très important car ils allient pour la première fois des qualités exceptionnelles : couverture quasi mondiale et quasi permanente, précision de localisation, nombre d'utilisateur illimité et coût très faible du service.

Le succès scientifique et opérationnel du GPS est universel, la nécessité d'utiliser le satellite pour les opérations de positionnement et de navigation est un phénomène désormais irréversible. C'est pour cela qu'on s'est mis à l'étude de ce projet où notre travail sera axé plus exactement sur **l'étude du signal** depuis sa provenance du satellite jusqu'à sa réception par le récepteur GPS.

Notre travail a pour objectif de faire une étude approfondie sur le GPS et Appliquer le filtre de KALMAN et le réseau de neurone sur le GPS en minimisant l'incertitude des résultats obtenus et estimer la position des objets en cas des mauvaises conditions.

on a représenté des différents systèmes de navigation et de positionnement existants avant le GPS et qui font la base de la construction de GPS.

dans cette partie on représente les différentes phases de développement de système GPS ainsi que l'idée de base de sa construction et la description de GPS. Et on a terminé par les caractéristiques de signal GPS et le positionnement.

dans ce chapitre on définit le filtre de kalman et le réseau de neurone (principe de fonctionnement, calcul de l'estimation), et on les applique sur le signal GPS reçu. On obtiendra des résultats (vitesse .position .accélération...) d'un véhicule.

implémentation et simulation des résultats qu'on a obtenus. Commençant par la modélisation du mouvement de la cible, et on compare entre chaque résultat de filtre de KALMAN et de réseau neurone

on termine par une conclusion générale.



Chapitre III



Filtre de Kalman et le Réseau Neurone





Chapitre I



généralités sur les systèmes de navigations



Chapitre I : généralités sur les systèmes de navigations

I.1 Introduction :

La navigation avant le GPS

De tous temps, les hommes ont navigué et ont eu besoin pour cela de se repérer dans l'espace. Au début, on s'est contenté de suivre les côtes, ce qui supposait une connaissance du paysage marin, ou des documents décrivant ce paysage. Pour les grandes traversées transocéaniques, les repères disparaissent rapidement et il ne reste que les astres. Pour naviguer, on a donc tracé des cartes qui étaient repérées par des lignes de coordonnées géographiques, latitude et longitude.

Le repérage n'est pas identique suivant ces deux coordonnées. En latitude, si l'on observe la culmination du soleil et qu'on a des éphémérides donnant sa déclinaison au cours de l'année, la simple connaissance de la date donne la latitude à midi vrai local. La mesure de la longitude est plus délicate puis qu'elle suppose la connaissance de l'heure (GMT) de la méridienne origine. Il s'en est suivi que l'horlogerie des grands pays européens a fait des progrès importants sous la demande pressante des navigateurs...

Au 20ème siècle, on a cherché à utiliser les moyens radioélectriques pour améliorer la localisation des navires et des avions. Des balises radio existent encore et permettent de se situer sur une droite passant par la balise et faisant un certain angle avec le nord magnétique (le relèvement compas). Si l'on dispose d'au moins deux de ces balises et si l'on sait mesurer leurs relèvements, on sait (graphiquement) se positionner sur une carte. Une telle opération nécessite une bonne dizaine de minutes et vous indique donc (avec une précision assez médiocre) où vous étiez il y a 10 minutes...

Des systèmes plus évolués tel que les VOR, ILS, TACAN et autres LORAN ont rendu des services et fonctionnent encore. Ils n'ont cependant pas le caractère universel et global du GPS. Le LORAN.C qui fonctionne sur des zones bien plus importantes est le seul système qui pourrait être comparé au GPS, mais il disparaît progressivement pour des raisons budgétaires.

I.2 SONAR : La détection des cibles

I.2.1 définition

Le SONAR lui-même, qui écoute et localise tous les "bruiteurs" (en mode PASSIF), ou qui émet des impulsions sonores et détecte les échos revenant des cibles (en mode actif);

la CIBLE (ou menace), qui fait plus ou moins de bruit en se mouvant sous/sur l'eau, ou qui renvoie +/- fort un écho à chaque impulsion sonore reçue du SONAR ...

et le MILIEU marin, source de bruits ambiants parasites (bruit de mer dû aux vagues,) et propagateur de tous les sons (bruits parasites biologiques, bruit de trafic dû aux navires lointains ou proches (brouilleurs forts), bruits ou échos SONAR des cibles, gêne de réverbération). Cette propagation sonore sous-marine suit en plus des lois étranges au premier abord, qui tiennent compte de la nature du fond, de l'état de la surface de la mer, et de la turbidité ou de la richesse en poissons de ses eaux ... !

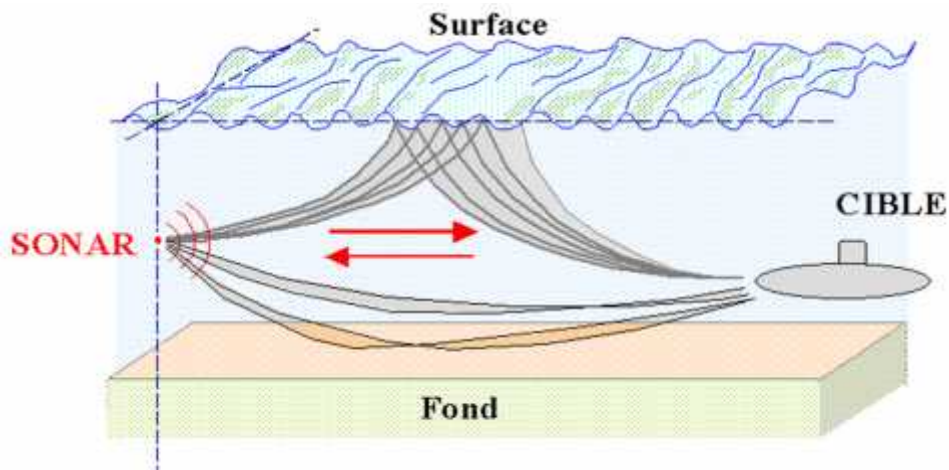


Figure I.1 : le SONAR

I.2.2 Le principe de la détection SONAR:

Grâce à la propagation du son dans l'eau (5 fois plus rapide que dans l'air), les rayons sonores vont révéler, d'assez loin parfois, la présence d'un sous-marin bruyant sur un SONAR passif, ou renvoyer un écho (comme au RADAR) de l'impulsion sonore reçue d'un SONAR actif. Dans les 2 cas, la nature du fond (sable, vase, rochers,...) et l'agitation de la surface de la mer vont jouer fortement sur les pertes de propagation en affaiblissant plus ou moins le signal à détecter.

De plus, le bruit ambiant (trafic maritime, bruit des vagues, bruits biologiques de toutes sortes) va gêner la bonne réception du signal : les traitements d'antenne (on peut n'écouter que dans certaines directions - c'est comme si l'on tendait l'oreille dans une direction précise) et les algorithmes de traitement du signal (filtrage fréquentiel et spatial de tous les bruits parasites), vont aider le SONAR à s'en affranchir.

Le SONAR détectera la cible dès que le niveau de l'écho ou du bruit spécifique de la cible sera suffisamment fort par rapport à ce que l'on peut considérer globalement comme la somme du "bruit de fond" et du seuil de déclenchement (réglage de sensibilité) de la détection.

I.2.3 Principaux types de SONARS :

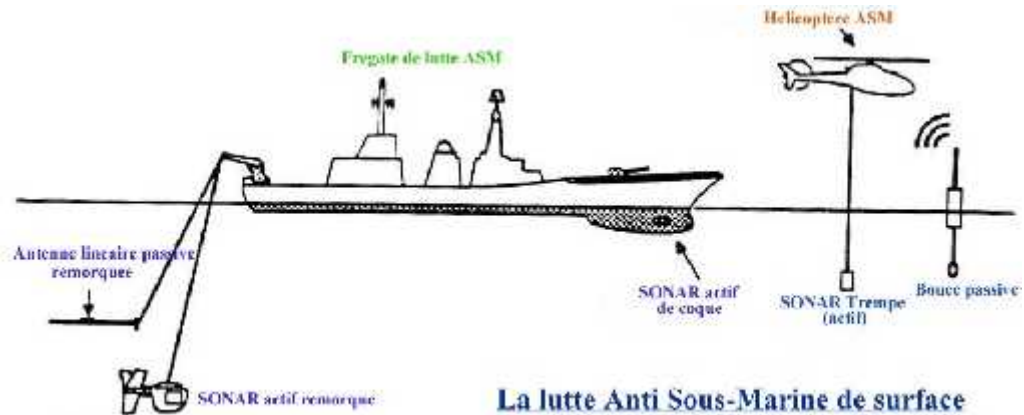


Figure I.2 : détection par SONAR

On le voit sur l'illustration ci-dessus, plusieurs types d'antennes (de coque, remorquée dans un "poisson" ou dans une "flûte", antenne trempée depuis un hélicoptère, ou larguée d'avion pour les bouées), et de mise en œuvre (Sonars actifs pour le coque, le poisson et le trempé, Sonars passifs pour la flûte et la bouée...), sont possibles, et cette présentation n'est pas exhaustive du tout : Les Sonars de coque ont souvent un mode de fonctionnement PASSIF (principalement pour la détection des attaques de torpilles), et les sous-marins disposent eux aussi d'une panoplie de Sonars impressionnante (sonars Passifs en majorité, discrétion acoustique oblige ..., mais aussi sonars actifs pour finaliser une détection avant de lancer, ou pour la reprise de vue en surface afin d'éviter les collisions avec les navires, indiscret mais vital !)

Les simulateurs de SONAR grand public (jeux vidéos spécialisés comme 688i Hunter/Killer (1998), puis Subcommand (2003) et, plus récemment en 2006, DANGEROUS WATERS, édités par Sonalyst ELECTRONIC ARTS présentent de très fortes similitudes avec les traitements réels des données SONAR ... et peuvent donner une idée assez proche de la réalité du fonctionnement réel (et de la pratique qu'en ont les sous-mariniers) des SONARS passifs de sous-marins.

I.2.4 Constitution d'un sonar

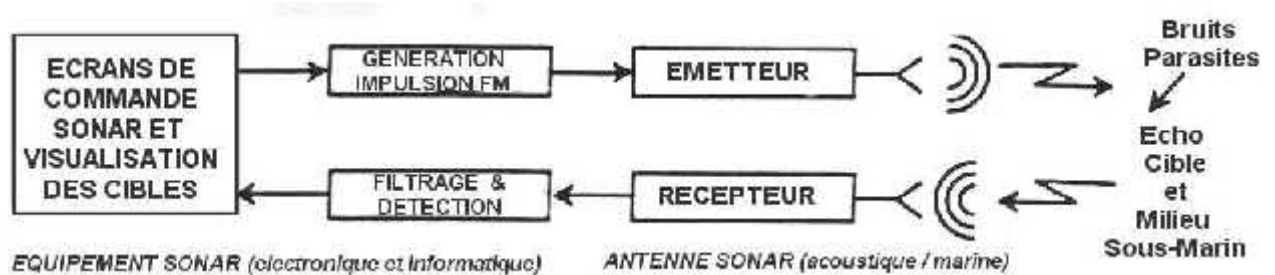


Figure I.3 : équipement SONAR

Ce qu'on appelle "SONAR" est un équipement complexe d'un navire, constitué d'éléments acoustiques, électriques, électroniques, et informatiques.

A bord des navires, on trouve, dans le "Central ASM" toute l'électronique et l'informatique des commandes du SONAR et des traitements appliqués aux signaux émis par le SONAR (Fréquences Pures ou Fréquences Modulées) et à ceux en provenance des cibles.

Entre le navire et l'eau, se trouve la partie "mouillée" du SONAR, interface entre le bord et le milieu marin : c'est à dire son antenne

(+ les treuils et câbles pour les flutes trainées), qui permet l'émission d'une impulsion sonore (pour les Sonars actifs seulement) et, dans tous les cas, la réception des échos de cibles et des bruits de toutes provenances (parasites et menaces).

En général, lorsqu'on parle de SONAR, c'est de tout l'ensemble qu'il s'agit, commande/visualisation + traitements Emission/Réception + partie acoustique trempée (transducteurs) et les systèmes d'émission (électricité de puissance en kW) et de mise à l'eau et remorquage d'antennes (et donc souvent plusieurs tonnes de matériel, au total !).

I.3 LORAN

I.3.1 Définition

Le LORAN (LOng RANGE Navigation) est un système de radionavigation utilisant les ondes d'émetteurs terrestres fixes pour établir une position. Il s'agit du seul système hauturier à base terrestre restant en service car utilisé en secours des systèmes de positionnement par satellite et notamment du GPS, quoique moins précis. La version actuelle, le LORAN-C couvre une large partie de l'hémisphère Nord. Une version plus performante est en projet dans le même but (E-LORAN).

I.3.2 Principe du LORAN

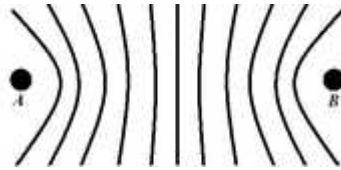


Figure I.4 : Hyperboles de position

Le LORAN est un système de type "hyperbolique". Les systèmes hyperboliques déterminent la position en mesurant la différence de temps de propagation entre deux émetteurs (au minimum), le lieu des points à différence égale est une hyperbole sur la carte. Trois émetteurs sont nécessaires pour un point (intersection d'hyperboles). Pour éviter des géométries imprécises ou ambiguës, quatre émetteurs ou plus sont nécessaires, synchronisés dans une "chaîne". Le premier système hyperbolique le LORAN-A fonctionnait à 1 800 kHz, le LORAN-C fonctionne à 100 kHz.

Les stations LORAN d'un groupe ("chaîne") émettent des impulsions de quelques millisecondes à phase et début précisément synchronisés. La mesure de différence de leur temps d'arrivée au récepteur depuis deux stations d'une chaîne définit une hyperbole de position, une autre mesure avec une autre paire d'émetteurs donne un point d'intersection. La mesure s'effectuait initialement avec un oscilloscope à bord des avions, puis les progrès de l'électronique ont permis l'affichage direct des différences de temps ("TD"), puis aujourd'hui du point géographique.

I.3.3 Détails techniques du LORAN-C



Figure I.5 : Horloges atomique d'une station LORAN

Chaque station Loran-C émet un train de huit ou neuf impulsions d'une dizaine de périodes chacune, précisément calibrées, occupant la bande 70 à 130 kHz. L'enveloppe des impulsions permet de repérer un instant précis de mesure de temps d'arrivée (milieu de la transition montante).

L'émission est périodique avec une période, appelée GRI (Group Répétition Intervalle), spécifique à chaque chaîne (groupe d'émetteurs). La période de répétition est comprise entre 40 000 et 99 990 μs et est un multiple de 10 μs [\[1\]](#).

Une période sert à identifier de façon unique chaque chaîne. Le code GRI publié correspond à la période divisée par 10. Par exemple, le code GRI [6731](#) correspond à une période de 67 310 μs .

I.3.3.1 Chaînes

Une chaîne comporte au moins une station maître et deux stations secondaires. La station maître émet le signal de référence, qui est réémis par les secondaires après un délai de retard précis. Ces temps (période de répétition et délai de retard) sont choisis pour éviter tout brouillage mutuel des impulsions dans la zone de couverture d'une chaîne.

I.3.3.2 La réception

La détermination du point dans un récepteur s'effectue en plusieurs étapes qui sont schématiquement:

- synchronisation sur la période de répétition et la fréquence: Les différentes périodes de répétition permettent de synchroniser le récepteur sur une chaîne choisie.
- verrouillage de phase sur les impulsions des stations: une boucle "phase-fréquence" est ouverte pendant l'enveloppe issue de la synchronisation
- Détermination de la période de référence dans l'impulsion: étape parfois commune au verrouillage, en utilisant des corrélateurs.
- Calcul des différences brutes (TD): retranchant les délais fixes de la chaîne.
- Corrections prédictibles de propagation
- Conversion en coordonnées géographiques
- éventuellement calculs de navigation

Les trois dernières étapes sont possibles grâce aux microprocesseurs incorporés dans les récepteurs modernes, les premiers récepteurs ne fournissaient que des différences brutes. Les récepteurs récents peuvent également faire des mesures sur plusieurs chaînes simultanées pour améliorer le point.

Avant l'abandon du système [DECCA](#), la bande 70 à 130 kHz était partagée avec les émetteurs DECCA en Europe. Des récepteurs fixes ou automatiques étaient incorporés sur les récepteurs

LORAN-C pour éliminer cette interférence des canaux DECCA (70 kHz, 85 kHz, 112 kHz, 127 kHz).

I.3.3.3 Le canal des données

Depuis 2001, une modulation de phase complémentaire de la dernière impulsion a été ajoutée, permettant de transmettre des informations à bas débit. Ce système est appelé LDC (Low Data Channel) sur les chaînes américaines et EUROFIX sur les chaînes européennes. Il est utilisé pour transmettre des données relatives aux stations (intégrité, temps) et des corrections de type WAAS, DGPS ou Navtex.

I.3.4 Les émetteurs de LORAN-C



Figure I.6 : Station Loran de Cambridge Bay



Figure I.7 : Station de Malone, Floride

Les émetteurs LORAN-C sont des ensembles volumineux couvrant plusieurs hectares, en raison de l'antenne nécessaire. C'est un pylône de 200 à 400 m muni d'une nappe terminale (le quart de longueur d'onde à 100 kHz valant 750 m). La puissance émise est de plusieurs centaines de kilowatts, voire 1 MW. Les stations qui ont utilisé ou utilisent une tour d'une hauteur de plus de 300 mètres sont indiquées.

I.3.5 La navigation avec le LORAN-C



Figure I.8 : Carte LORAN-C

Les anciens récepteurs LORAN-C affichent des différences de temps ("TD") qui doivent être reportées sur des cartes spéciales LORAN, superposant les hyperboles à la carte marine, l'interpolation entre les "chenaux LORAN" devant être faite par le navigateur. Les récepteurs modernes affichent directement le point géographique, éventuellement automatiquement reporté sur un "navigateur" à cartographie électronique.

La précision du LORAN-C est très dépendante de la géométrie d'angle des stations et des effets de propagation. Deux phénomènes principaux dégradent la précision :

- les multi trajets entre onde directe et onde ionosphérique, en particulier la nuit ;
- les réflexions et réfractions du signal par les côtes, autour des îles ou dans les chenaux.

Ce dernier point ne permet pas d'utiliser le LORAN-C avec une précision garantie sur la terre, quoique sa couverture le permette.

I.4 DECCA (navigation)

I.4.1 Définition

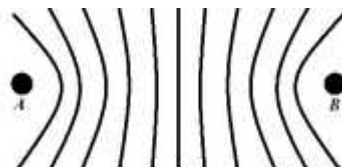
Le **Système DECCA** était un système de radionavigation hyperbolique en LF (70 à 127 kHz). Il fut développé pendant la seconde guerre mondiale par les alliés pour permettre des débarquements précis. Comme pour le LORAN, son but principal était la navigation maritime côtière. Il fut utilisé largement par les pêcheurs après la guerre, ainsi qu'en aéronautique. Le système fut déployé en Manche et mer du Nord, et utilisé également pour le positionnement des plates-formes pétrolières. Il fut arrêté au printemps 2000, dépassé en performances par le GPS.



Figure I.9 : Decca Navigator Mk 12

I.4.2 Fonctionnement

I.4.2.1 Principes



La mesure de différence de phase donne des lieux de position hyperboliques.

Le système DECCA est composé de stations terrestres organisées en *chaînes*.

Chaque chaîne comporte une station maître et trois (parfois deux) stations esclave, repérées en jargon DECCA "Rouge", "Vert" et "Violet". Idéalement, les esclaves seraient aux sommets d'un triangle équilatéral, et le maître au centre. La ligne de base, ou distance entre maître et esclaves, est d'environ 60~120 milles.

Chaque station transmet un signal continu ; les stations "esclaves" sont synchronisées par la station "maître". Les lignes correspondant aux points d'égal déphasage entre les signaux de la station maître et de chaque esclave forment des hyperboles ; les trois réseaux d'hyperboles

correspondant aux trois esclaves sont tracés en "Rouge" "Vert" et "Violet" sur les cartes marines spéciales "DECCA".

Pour déterminer le point, on mesure le déphasage entre les signaux issus de la station maître et ceux issus de chacun des esclaves ; ces déphasages (exprimés en "hyperboles entières" ou chenaux, et "fractions d'hyperbole") permettent par interpolation dans les réseaux de courbes tracés sur la carte de tracer trois "lieux de position" : le récepteur se trouve à l'intersection de ces lieux. La précision est d'autant meilleure que l'angle d'intersection des lieux de position est grand ; la taille du "triangle" constitué par ces intersections renseigne sur la précision du point : plus la surface du triangle est grande, moins la précision de la position est bonne.

I.4.2.2 Détails de fonctionnement

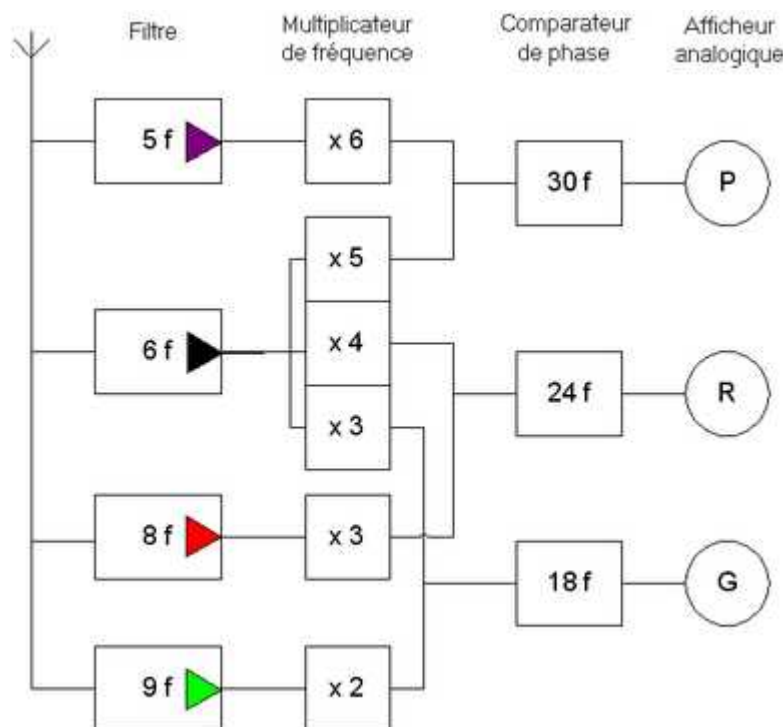


Figure I.10 : Synoptique d'un récepteur Decca

Si deux stations émettent à la même fréquence et en phase, la différence de phase entre les deux signaux est constante sur une trace hyperbolique ; cependant, si toutes les stations émettaient à la même fréquence, il serait impossible de les distinguer. Afin de permettre cette séparation, chaque chaîne est définie par une fréquence nominale unique de base (1f), et les stations d'une chaîne émettent à des fréquences différents de la fréquence de base, comme suit:

Station	Harmonique	Fréquence (kHz)
Maître	6f	85.000
Esclave violet	5f	70.833
Esclave rouge	8f	113.333
Esclave vert	9f	127.500

Ces fréquences sont données pour la chaîne 5B, (dite chaîne anglaise), mais toutes utilisent la même bande de fréquences comprise entre 70 kHz and 129 kHz.

Les récepteurs multiplient les signaux reçus des Maître et esclaves par des constantes pour obtenir une fréquence commune de comparaison (plus petit commun multiple), comme suit:

Voie	Harmonique esclave	Multiplicateur	Harmonique maître	Multiplicateur maître	Fréquence commune
Violet	5f	6	6f	5	30f
Rouge	8f	3	6f	4	24f
Vert	9f	2	6f	3	18f

C'est la comparaison des phases sur cette fréquence commune qui donne les lignes de position hyperboliques. L'intervalle entre deux hyperboles adjacentes est appelé "chenal". Comme la longueur d'onde de la fréquence de comparaison est faible devant la distance entre Maître et esclaves, il y a de nombreuses lignes de position possibles, qui nécessitent un lever d'ambiguïté (identification du chenal DECCA).

I.4.3 Identification des chenaux

Les premiers récepteurs identifiaient le chenal grâce à des "décamètres" avec comptage de tours. Connaissant le point de départ, ou au passage à une position de référence connue, ou encore en coupant la ligne "maître"- "esclave", il était possible de lever l'ambiguïté. Ces récepteurs donnaient la position en "coordonnées DECCA" selon le réseau des hyperboles numérotées de la carte.

L'adjonction du procédé *Multipulse*, a permis de lever automatiquement l'ambiguïté de chenal. Le principe était d'émettre périodiquement pendant un temps bref la même fréquence en cohérence de phase (5f, 6f, 8f et 9f), permettant au récepteur d'extraire la phase de la fréquence de base. Une émission à 8,2f (signal "Orange") fut ajoutée également pour améliorer encore le lever de doute.

I.4.4 Récepteurs Decca

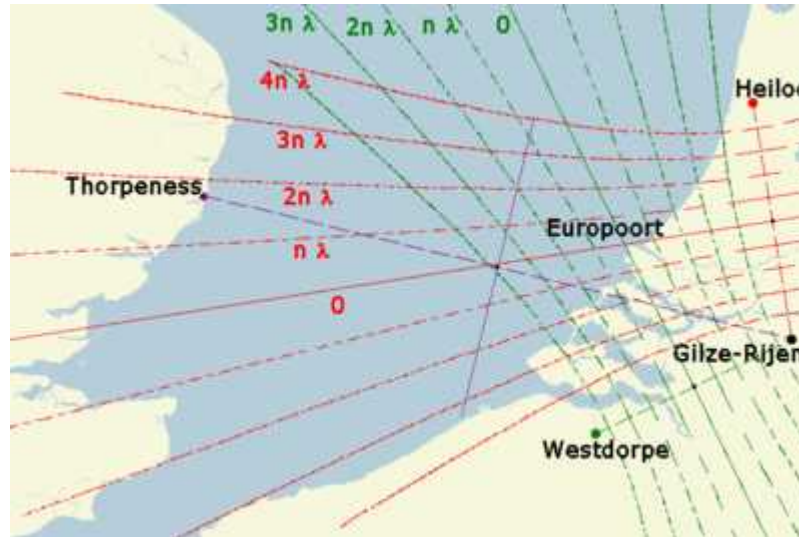


Figure I.11 : Exemple de chenaux Decca

La société Decca a eu longtemps l'exclusivité de la distribution des récepteurs, et développé plusieurs versions Mk1 puis Mk2 (photo en tête de page). Un récepteur Decca des années 1950 utilisait presque une centaine de tubes électroniques, et comportait, outre l'antenne 100 kHz, trois unités distinctes:

- le boîtier afficheur muni des "décamètres" électromécaniques, à monter sur la passerelle du navire.
- un boîtier électronique volumineux.
- une alimentation convertissant le réseau de bord 24V en haute tension pour les tubes électroniques, utilisant souvent un "dynamotor" (moteur-dynamo combinée), consommant plus de 100w.

L'apparition des semi-conducteurs a permis de réduire le volume et le poids, avec des afficheurs à état solide, et les derniers récepteurs munis de microprocesseurs calculaient directement la position en latitude et longitude.

I.4.5 Portée et précision

Le jour, la portée était d'environ 400 milles et descendait à 250 milles la nuit, selon les conditions de propagation.

La précision dépend de :

- de la largeur des chenaux
- de l'angle de croisement des hyperboles
- des erreurs de mesure
- des erreurs dues à la propagation.

Le jour, ces erreurs allaient de quelques mètres sur une ligne de base à un mille en limite de portée. La nuit les erreurs augmentaient, et avant l'apparition du système de "multipulse" des sauts d'hyperboles étaient possibles.

I.5 GLONASS

I.5.1. Introduction

I.5.1. 1 But de GLONASS

Le but du système satellite de navigation global GLONASS est à Fournissez au nombre illimité d'air, de marine, et de n'importe quel autre type d'utilisateurs le positionnement tridimensionnel tous temps, la vitesse mesurant et chronométrant n'importe où dans le monde ou l'espace de la proche-terre.

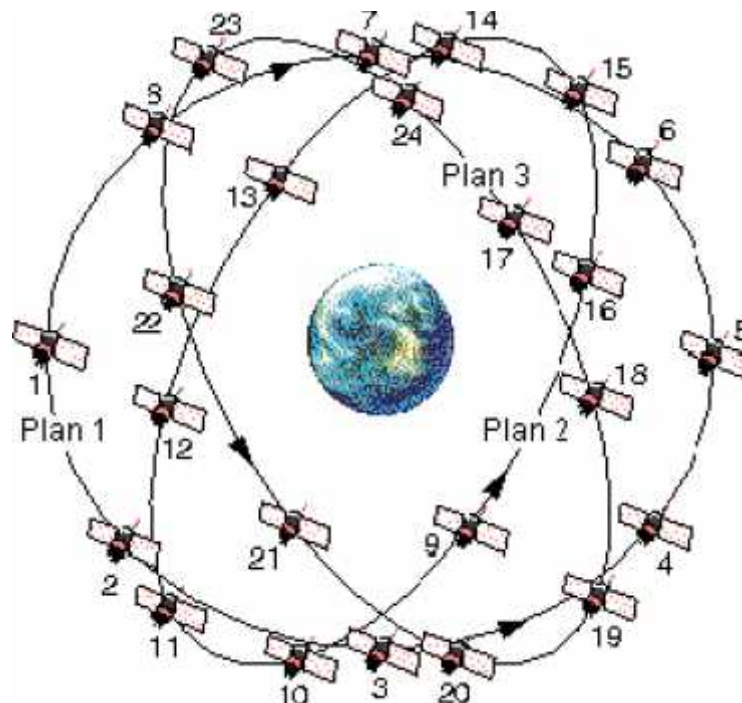


Figure I.12 : la constellation GLONASS

I.5.1. 2 Composants de GLONASS

GLONASS inclut trois composants :

- Constellation de satellites (segment de l'espace) ;
- Équipements de commande au sol (segment de commande) ;
- Équipement d'utilisateur (segment d'utilisateur).

La constellation complètement déployée de GLONASS se compose de 24 satellites dans des trois avions orbitaux dont les nœuds croissants sont 120 distants. 8 satellites sont équidistants dans chaque avion avec l'argument du déplacement 45 de latitude. Les avions orbitaux ont 15 - argument de déplacement de latitude relatif. Les satellites actionnent en circulaire des orbites de 19100 kilomètres à une inclination 64,8, et chaque satellite accomplit l'orbite en approximativement 11 heures 15 minutes. L'espacement des satellites laisse fournir l'assurance continue et globale de la surface terrestre et de l'espace de la proche-terre.

Le segment de commande inclut le centre de control system et le réseau de la commande et les stations de cheminement qui sont situées dans tout le territoire de la Russie. Le segment de commande fournit la surveillance du statut de constellation de GLONASS, la correction aux paramètres orbitaux et les données de navigation téléchargeant.

L'utilisateur que l'équipement se compose reçoit et des processeurs recevant et traitant les signaux de navigation de GLONASS, et permet à l'utilisateur de calculer les coordonnées, la vitesse et le temps.

I.5.1. 3 Concept de détermination de navigation

L'équipement d'utilisateur effectue des mesures passives des pseudos ranges et le taux de pseudo range de quatre (trois) satellites de GLONASS aussi bien que reçoit et traite des messages de navigation contenus dans des signaux de navigation des satellites.

Le message de navigation décrit la position des satellites dans l'espace et à temps.

Le traitement combiné des mesures et des messages de navigation des quatre (trois) satellites de GLONASS permet à l'utilisateur de déterminer trois (deux) coordonnées de position, trois (deux) constituants de vecteur de vitesse, et de se référer l'échelle de temps d'utilisateur à la référence nationale d'UTC coordonné de temps universel (SU).

S'assurer de données des sessions programmant pour des déterminations de navigation, le choix de la « constellation » fonctionnant de SVS et la détection des radio signaux transmis par eux, sont transmis comme partie du message de navigation.

I.5.2 Temps de GLONASS

Les satellites de GLONASS sont équipés des horloges (temps/d'étalons de fréquence) qui l'instabilité quotidienne n'est pas plus mauvaise que 5×10^{-13} et 1×10^{-13} pour les satellites de GLONASS-M. Une exactitude de la synchronisation mutuelle des échelles de temps satellites n'est pas de plus mauvaises puis 20 nanosecondes (1) pour le GLONASS et à 8 nanosecondes (1) pour les satellites de GLONASS-M.

Le temps de GLONASS est produit sur une base de synchroniseur de central de GLONASS

Temps (de CS). L'instabilité quotidienne de l'hydrogène de synchroniseur de central synchronise dans pas plus mal que 2×10^{-15}

Les échelles de temps des satellites de GLONASS sont périodiquement comparées à l'échelle de temps de CS. Corrections à chacun à temps relatif à bord de l'échelle de temps GLONASS et UTC (SU) (voir la section 4), Recalculé et téléchargé aux satellites deux fois par jour par segment de commande. L'erreur d'une attache de système de balance de l'échelle de temps d'UTC de GLONASS (SU) ne devrait pas dépasser les mks 1.

L'échelle de temps de GLONASS est périodiquement corrigée au nombre de nombre entier de secondes simultanément avec les corrections d'UTC qui sont exécutées selon l'avis international de l'Heure (BIH) de bureau (correction de saut deuxièmes).

Typiquement, ces corrections (1s) sont exécutées une fois par an (ou 1,5 ans) à minuit pendant 00 heures 00 minutes UTC de 00 secondes à partir du 31 décembre au quart de St du 1er janvier 1 (ou à partir du 31 mars au quart de ND du 1er avril 2 ou à partir du 30 juin au quart de rd du 1er juillet 3 ou à partir du 30 septembre au quart de Th des 1-4 octobre) par tous les utilisateurs d'UTC.

On annonce à l'avance les utilisateurs de GLONASS (au moins trois mois avant) sur ces corrections prévues par les bulletins, les avis appropriés etc. Les satellites de GLONASS n'ont aucune donnée au sujet de la correction de saut deuxième d'UTC dans leurs messages de navigation.

Le message de navigation des satellites de GLONASS-M stipule la fourniture de communication préalable pour des utilisateurs sur la prochaine correction de saut deuxièmes d'UTC, sa valeur et le signe (voir la section 4,5, le mot KP dans l'almanach).

Typiquement, ces corrections (1s) sont exécutées une fois par an (ou 1,5 ans) à minuit pendant 00 heures 00 minutes UTC de 00 secondes à partir du 31 décembre au quart de St du 1er janvier 1 (ou à partir du 31 mars au quart de ND du 1er avril 2 ou à partir du 30 juin au quart de rd du 1er juillet 3 ou à partir du 30 septembre au quart de Th des 1-4 octobre) par tous les utilisateurs d'UTC. Des recommandations générales au sujet de l'opération du récepteur de GLONASS sur la correction de saut deuxièmes d'UTC sont données dans l'annexe 2. En raison de la correction de saut deuxième il n'y a aucune nombre-deuxième différence entre le moment de GLONASS et l'UTC (SU).

Cependant, Il y a différence de trois heures constante entre ces échelles de temps dues aux dispositifs spécifiques de segment de commande de GLONASS :

$$T = \text{TUTC (SU)} + 03 \text{ heures } 00 \text{ extrait}$$

L'éphéméride satellite de re-calcul à un moment des mesures dans UTC (SU) l'équation suivante sera employée :

$\text{TUTC (SU)} + 03 \text{ mines} = \text{de l'heure } 00 \text{ t} + c + n(\text{TB}) - n(\text{TB})(t - \text{TB})$, période de transmission d'échelle de temps à bord de signal de navigation dedans (les paramètres c , n , n , et TB sont donnés dans les sections 4,4 et 4,5).

Coefficients transmis par satellite B1 et B2 de GLONASS-M pour déterminer la différence entre le temps universel UT1 et UTC de temps coordonné par universel.

GLONASS-M GPS transmis par satellite - correction à temps relatif du temps GLONASS de GPS (ou différence entre ces échelles de temps) qui sera pas plus 30 NS .

I.5.3 Système du positionnement

L'éphéméride d'émission de GLONASS décrit une position de centre de transmission de phase d'antenne de satellite donné dans l'armature de référence Terre-Fixe Terre-Centrée par PZ-90.02 définie comme suit :

L'ORIGINE est située au centre du corps de la terre ;

L'axe des z est dirigé vers le Polonais terrestre conventionnel comme recommandé par le service international de rotation de la terre (IERS) ;

L'axe des abscisses est dirigé vers le point d'intersection de l'avion équatorial et du méridien zéro de la terre établis par BIH ;

L'axe des y accomplit le système du même rang à le droitier.

Les coordonnées géodésiques d'un point dans le système PZ-90.02 du même rang se rapporte à l'ellipsoïde que l'axe semi-principal et l'aplatissement sont donné dans le tableau 3,2 la latitude que géodésique B d'un point M est définis comme angle entre la normale sur la surface d'ellipsoïde et l'avion équatorial.

La longitude géodésique L du point d'heure du matin est déterminée comme coin entre un plan d'un méridien principal et un avion méridien, M . Transitant par un point une direction d'une vingtaine de longitudes - à partir d'un méridien principal à l'est à partir de 0 à 360 catégories.

La taille géodésique H d'un point M est définie comme distance de la surface d'ellipsoïde au point M le long de la normale.

I.5.4 TYPES DE MESURES

D'après la structure du signal décrite, les types de mesure GLONASS sont :

- Le code C/A sur L1.
- Le code P sur L1 et L2.
- La phase de la porteuse sur L1 et L2.

Ces types de mesure sont enregistrés par le récepteur et représentent l'observation de base pour l'estimation des paramètres géodésiques pertinents.

Les équations d'observation pour le code et la phase peuvent être utilisées pour former des différences et des combinaisons linéaires dans le but d'éliminer ou réduire des biais existants. Pour toutes les équations les fréquences GLONASS (satellitaires – spécifiques) doivent être prises en considération. Les équations d'observation pour GPS sont données, par exemple, par [Rothacher, 1992, Mervart, 1995, Leick, 1995].

I.6 Système de navigation Oméga

I.6.1 L'histoire

Conçu pour la Marine américaine et l'aviation militaire stratégique, le système de radionavigation Oméga a été sérieusement mis en place à compter de 1968 avec comme promesse la couverture de tous les océans du globe et la possibilité pour ses utilisateurs de déterminer une position à quatre miles près. À l'origine, le système devait surtout servir à la navigation des bombardiers nucléaires par-delà le pôle Nord, jusqu'en Union soviétique.

Une fois les huit stations entrées en communication les unes avec les autres en 1971, de nombreuses opérations furent menées tous les jours par les garde-côtes des différents pays partenaires grâce à elles. On découvrit par ailleurs leur utilité pour guider les sous-marins. Au fil des ans, le système fut surtout de plus en plus employé à des fins civiles.

Dans les années 1990, le succès du Global Positioning System déboucha sur un recul de son usage, à tel point que l'entretien ne se justifia plus. La version civile du système fut définitivement arrêtée et toutes les stations cessèrent d'émettre le 30 septembre 1997. Selon les informations du Règlement des Radiocommunications de l'UIT et de l'ANFR, actuellement seules les forces armées et l'Otan maintiennent un réseau mondial à usage strictement militaire dans la bande 9 à 14 kHz (ondes VLF).

I.6.2 Principe du système Oméga



Figure I.13 : Animation du Système de navigation Oméga

Le système Oméga est un système de type hyperbolique, où la position d'un récepteur est calculée par mesure des différences de temps de propagation d'un signal reçu depuis au moins trois stations. La particularité de l'Oméga est de fonctionner dans la gamme des très basses fréquences (VLF), entre 10 et 14 kHz. Ces ondes ont la propriété d'être guidées entre la surface terrestre et l'ionosphère, et donc de pouvoir être reçues presque aux antipodes d'un émetteur. Une autre propriété de ces fréquences est de traverser quelques dizaines de mètres d'eau, et donc de pouvoir également être reçues par un sous-marin en plongée.

Ces deux caractéristiques ont permis d'imaginer un système global n'utilisant que peu de stations, apte à permettre la navigation militaire et civile.

Dans sa version initiale, chaque station transmettait des impulsions d'une seconde environ sur les trois fréquences de 10,2 kHz 11,33 kHz et 13,6 kHz. Une séquence Oméga était constituée de huit impulsions, une par station, séparées de 0,2 seconde pour éviter les interférences entre stations, et répétées toutes les dix secondes. La position précise de l'utilisateur pouvait être déterminée par la mesure de phase de chaque émission.

Les trois fréquences permettaient de lever le doute sur les hyperboles jusqu'à un chenal de neuf hyperboles. Une fréquence supplémentaire fut ajoutée pour élargir encore ce levé de doute.

La précision du système Oméga dépendait de la stabilité du guide d'onde ionosphérique, compensée par des calculs et des tables de prédiction. Certaines variations, comme celle due à l'altitude de l'ionosphère entre jour et nuit pouvaient être compensées, d'autres comme les perturbations soudaines (*sudden ionospheric disturbance: SID*) pouvaient créer une erreur allant jusqu'au "saut d'hyperbole". Compte tenu de ces imprécisions, la qualité moyenne d'un point Oméga était de quelques milles. L'Oméga est donc resté un système de navigation au large pour les navires, et de traversées océaniques pour les avions.

I.6.3 Les stations

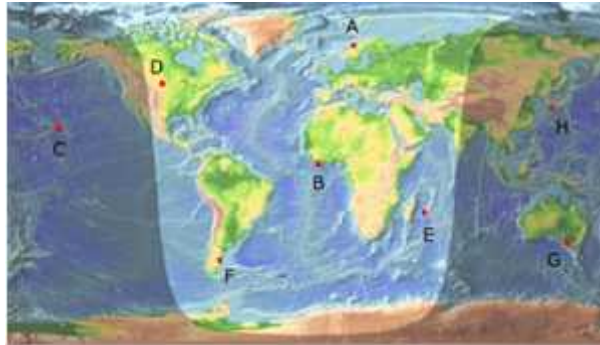


Figure I.14 : Les stations oméga

Il y a eu huit émetteurs Oméga de par le monde, chacun désigné par une lettre de l'alphabet :

- A en Norvège.
- B à Paynesville, au Libéria.
- C à Kanehoe, à Hawaii.
- D à LaMoure, dans le Dakota du Nord.
- E à Saint-Paul, à La Réunion.
- F à Trelew, en Argentine.
- G à Woodside, en Australie.
- H à Shushi-Wan, au Japon.

La station australienne devait à l'origine être installée en Nouvelle-Zélande mais n'y fut pas construite à la suite de manifestations pacifistes.

La station de LaMoure sert aujourd'hui à la Navy de système de communications avec ses sous-marins.

I.6.4 Les antennes :

Le site de l'Antenne Omega de La Réunion était un disque sans constructions, que l'on distingue très bien de nos jours

De nombreuses antennes du système ont été détruites à la suite de sa mise hors service. C'est le cas de celle de l'émetteur Oméga de Chabrier, dans l'ouest de l'île de La Réunion, constituée d'un mât de 428 mètres de haut. De par sa hauteur, il constituait autrefois un repère visuel dans tout le nord-ouest de l'île. La zone réservée à son pied est si vaste qu'elle aurait dû à terme accueillir une ville nouvelle, mais ce sera finalement un hippodrome qui occupera le

site Il s'agissait avant sa démolition, le 14 avril 1999, de la plus haute construction humaine en France, la plus haute en France métropolitaine étant l'émetteur d'Allouis.



Figure I.15 : antennes Omega

En règle générale, les antennes construites dans le cadre du système étaient les plus grandes constructions humaines des régions dans lesquelles elles étaient implantées. Ainsi, du haut de ses 366 mètres, l'antenne argentine était la plus haute construction d'Amérique du Sud jusqu'à sa démolition le 23 juin 1998. Toujours dressée, l'antenne australienne demeure à l'heure actuelle la plus haute construction de l'hémisphère sud. Elle mesure 432 mètres de haut.

Chapitre II : le système GPS

II.1 Historique

Le système américain GPS (Global Positioning System) est un système de radio positionnement par satellites. Il a été développé par l'armée américaine à partir de 1973 pour ses besoins propres. Il remplace le système TRANSIT qui fut développé à la fin des années 50 et opérationnel jusqu'au milieu des années 80.

Les spécifications de départ en termes de localisation sont les suivantes :

- La position et la vitesse d'un mobile, à tout instant \square en tout endroit dans un système de référence mondial (appelé WGS84) avec une précision inférieure à 10 m.
- Le temps à une microseconde près dans l'échelle de temps GPS qui a été défini à partir de l'UTC. Au 5 janvier 1980 à minuit, $T_{gps} = T_{utc}$. Par contre le temps GPS est linéaire, on a vu donc dans l'année 2000 un décalage entre GPS et UTC de 19 secondes pleines ($T_{utc} = T_{gps} - 19s$).

De plus sa conception militaire a imposé des contraintes supplémentaires :

- Invulnérabilité du système (satellites en orbites hautes)
- Facilité d'emploi sur le terrain et récepteur indétectable. Pour cela le système est descendant, les satellites transmettent toute l'information nécessaire pour se positionner et les récepteurs sont passifs.

Autre avantage de cette conception, le nombre d'utilisateurs est illimité et anonyme. Il suffit de posséder un récepteur pour obtenir sa position.

Les principales phases de développement sont les suivantes :

- 1973 - 1978 : mise au point du concept, lancement des appels d'offres
- 1978 - 1985 : phase pré-opérationnelle avec lancement de 11 satellites du Block I.

- 1989 -1997: lancement de 28 satellites du block II/III de la phase opérationnelle.
- février 1994 : le congrès américain le déclare opérationnel.

Les possibilités offertes en terme de localisation ont fait que la communauté civile Scientifique s'est intéressée très rapidement à lui, dès le début des années 80.

Il est aujourd'hui sous le contrôle du département de la défense pour les parties, Construction des satellites, lancement, contrôle et maintenance. Mais le congrès américain décidé de développer les utilisations civiles du GPS. En particulier les américains Voudraient imposer le système GPS comme seul mode de navigation pour l'aviation civile.

II.2 Description de système

Le GPS est construit de 3 parties (3 secteurs) :

- le secteur Spatial (*Space segment*)
- le secteur Utilisateur (*User Segment*)
- le secteur de Contrôle (*Control Segment*).



Figure II. 1: les secteurs du GPS

II.2.1 Secteur spatial :

La constellation du système NAVSTAR (Navigation Satellite Timing And Ranging) devrait comprendre à l'origine 24 satellites. Suite à des réductions de budget le nombre a été ramené à 21 satellites, mais l'utilisation de 3 satellites de réserve devrait ramener la constellation à 24 éléments.

Les satellites GPS parcourent une orbite quasi circulaire complète autour de la Terre en 12 Heures

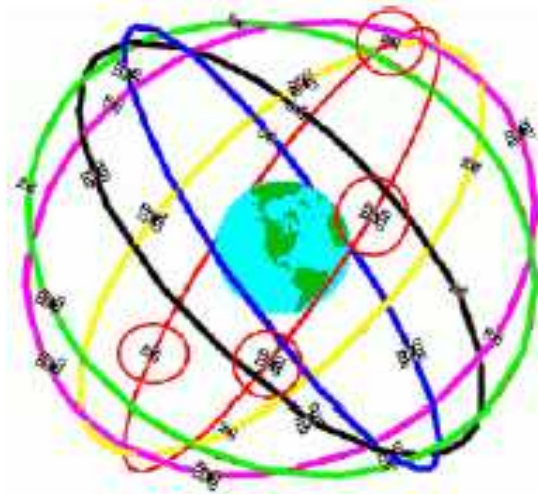


Figure II.2 : Le secteur spatial.

II.2.1.1 La géométrie du système :

Les 24 satellites composant la constellation sont répartis dans 6 plans distincts de 60° dont chacun à une inclinaison de 55° par rapport à l'équateur.

Chaque plan contient 4 satellites également espacés (angle de 90° entre 2 satellites d'une même orbite). Cette répartition des satellites permet de disposer en permanence d'un minimum de 4 satellites ayant une élévation supérieure à 9.5° . De plus elle assure la présence d'au moins 5 satellites observables au-dessus de l'horizon.

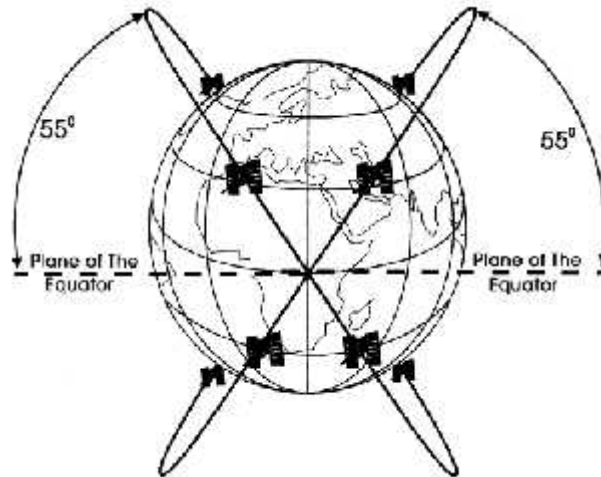


Figure II.3: géométrie du système

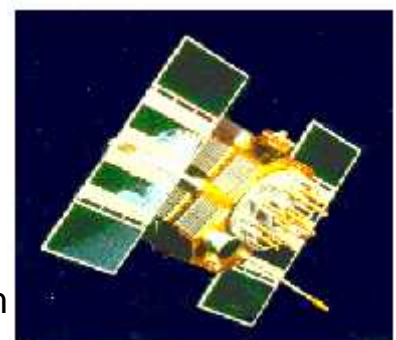
Trois autres satellites seront également placés en orbite. Ils seront destinés à pallier les pannes éventuelles dont pourraient être victimes les satellites de la constellation.

De plus, une analyse des performances du système en fonction de l'inclinaison des plans orbitaux a montré que le système était plus performant pour une inclinaison des plans orbitaux compris entre 60.5° et 63° . La limitation de 55° ayant été précédemment imposé par l'utilisation de la navette, il est donc possible que l'on revienne à une inclinaison de l'ordre de 60° .

II.2.1.2 Caractéristique d'un satellite :

On peut dire qu'un satellite est caractériser par :

- | | |
|-------------------------------|--------------------|
| ➤ Largeur du Satellite | 152 cm |
| ➤ Hauteur du Satellite | 191 cm |
| ➤ Masse du Satellite | 1066 kg |
| ➤ L'air des panneaux solaires | 7.2 m ² |
| ➤ Puissance embarquée | 1136 W |
| ➤ Hauteur de sa gravitation | 20 180 km |



Les satellites GPS sont essentiellement de l'horloge ultra précise qui transmet des signaux horaires et des informations sur leurs positions.

Ils disposent de quatre horloges atomiques à leur bord, ce qui assure une grande stabilité des signaux générés.

Les horloges sont quotidiennement remises à l'heure par les stations de contrôle de l'armée américaine. Les utilisateurs peuvent donc synchroniser l'horloge de leur récepteur avec cette heure précise (appelée « heure GPS »).

La précision est de l'ordre de 10^{-12} à 10^{-13} sur un jour.

II.2.1.3 Les blocs des satellites :

Il existe trois catégories de satellites GPS:

Bloc I: Satellites lancés entre 1978 et 1985. Tous les satellites du Bloc I sont maintenant hors service excepté un seul, qui est activé de manière périodique. Leur durée de vie est de 4,5 ans. Les satellites du bloc I ont contribué à la constitution de la phase initiale du système. La principale différence entre ces satellites et les générations suivantes est l'impossibilité de dégrader volontairement le signal transmis.

Bloc II : Lancés à partir de [1989](#), ils ont marqué à partir de [1993](#) le début de la phase opérationnelle du GPS. Il s'agit d'une flotte de 28 satellites, 21 en orbite plus 3 de réserve et 4 en stock pour remplacement. Ils sont Plus performants, ils ont été équipés pour fonctionner en mode dégradé pour les civils (un système permettant d'activer ou désactiver, la mise en application de la SA « sélective availability » restreignant les possibilités d'utilisation du code C/A pour la service civil). Leur durée de vie nominale est de 7,5 ans.

Bloc IIR : Dernière génération de satellite mise en orbite à partir de [1996](#), dotés d'une horloge atomique plus précise (de type Maser à hydrogène qui remplacent les horloges au césium et rubidium du bloc II.), et Ce changement apporte une amélioration de la précision de l'horloge dans un facteur de 10 se répercutant sur la précision finale atteignable. Ces satellites peuvent communiquer les uns avec les autres, permettant ainsi aux opérateurs du système de pouvoir communiquer avec des engins qui leurs sont inaccessible sur dans une communication directe.

II.2.1.4 Numérotation des satellites :

Plusieurs systèmes de numérotations des satellites GPS coexistent :

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

II.2.1.5 Les Services fournis :

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

II.2.1.5.1 Le service PPS (precise Positioning Service):

Est un système de positionnement précis. L'erreur de positionnement maximale dans 95 % des cas est inférieure à 21 mètres en horizontale et à 27.7 mètre en vertical. L'heure peut être obtenue avec une précision de 100 nanosecondes.

Les signaux du PPS sont transmis sur deux fréquences différentes, appelées L_1 et L_2 , et qui contiennent le code de précision ou p-code. Le p-code est généralement crypté, le mode anti leurre dit A-S (anti-spoofing) est activé. Le signal L_2 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 décrivons pas ce système.

II.2.1.5.2 Le service SPS (Standart Positioning Service) :

Est la version civile du GPS. Tous les utilisateurs disposant d'un récepteur GPS y ont accès. Ce mode est gratuit et anonyme, les Américains n'ont actuellement aucune possibilité de connaître le nombre d'utilisateurs ni de les identifier. Les signaux du GPS sont transmis sur une seule fréquence, appelé L_1 , et qui contient le code d'acquisition dit « grossier » (C/A, coarse acquisition code), ainsi que les différents messages de navigation.

En cas de conflit, l'armée américaine peut supprimer totalement toute utilisation du GPS dans la zone de conflit, son fonctionnement restant inchangé en dehors de la zone de conflit.

II.2.1.6 Le signal GPS :

Les satellites GPS transmettent deux codes : un code crypté pour la défense militaire américaine (signaux PPS) et un code civil (signaux SPS).

Pour l'ensemble des satellites, la fréquence fondamentale est $f_0 = 10.23$ MHz Produite par un ensemble d'horloges atomiques.

A partir de la fréquence fondamentale, chaque satellite génère deux ondes porteuses :

$$L_1 = 154.f_0 = 1575,42 \text{ MHz (soit une longueur d'onde d'environ 19 cm)}$$

$$L_2 = 120.f_0 = 1227,60 \text{ MHz (soit une longueur d'onde d'environ 24 cm)}$$

Pour des raisons techniques, ces deux ondes porteuses seront modulées par des codes pseudo aléatoires qui seront transmis en direction de la Terre.

La porteuse L_1 est modulée par deux séquences de code pseudo-aléatoire code P et code C/A, et par un signal contenant un message de navigation, la porteuse L_2 n'est modulée que par un seul code, le code P et un message de navigation.

Les signaux seront radiodiffusés sur ces deux fréquences et Les informations véhiculées par ces ondes permettront de se positionner.

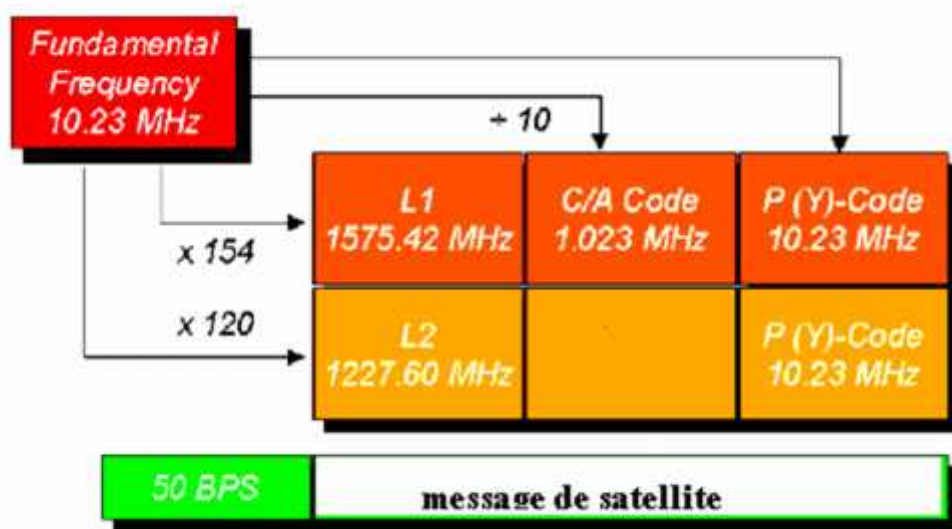


Figure II.4 : la génération du signal

Les différents satellites émettent tous sur les mêmes fréquences (L_1 et L_2), mais un code individuel leur est assigné.

$$S_{L1} = A_p \cdot (P \oplus D)(t) \cdot \cos(2\pi \cdot L_1 \cdot t + \phi) + A_{C/A} \cdot (C/A \oplus D)(t) \cdot \sin(2\pi \cdot L_1 \cdot t + \phi) \quad (II-1)$$

$$S_{L2} = B_p \cdot (P \oplus D)(t) \cdot \cos(2\pi \cdot L_2 \cdot t + \phi) \quad (II-2)$$

Les données de navigation sont transmises par un signal D prenant les valeurs 0 ou 1, dont la fréquence est de 50Hz (50 bits/s).

Le signal est tout d'abord additionné modulo 2 au code choisi (P ou C/A).

La porteuse L_1 est modulée en phase par le signal $P \oplus D$ et en quadrature par le signal $C/A \oplus D$ (où \oplus représente l'opérateur XOR).

La porteuse L_2 est simplement modulée en phase par le signal $P \oplus D$

Le signal S_{L1} est constitué de deux composantes en quadrature modulée respectivement par les codes C/A et P et le signal D, les codes C/A et P Coexistant sur la porteuse sans interférence, et l'on peut écrire :

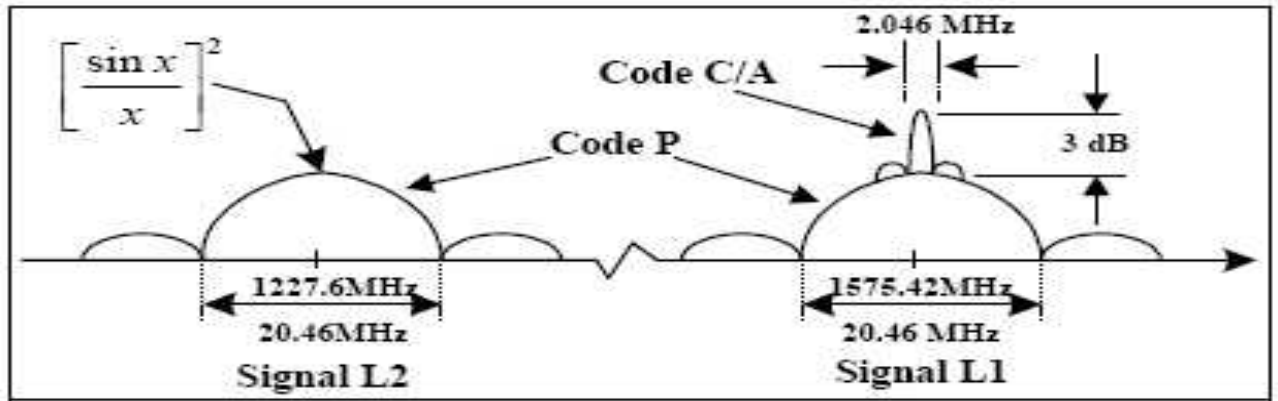


Figure II.5 : Enveloppe du Spectre de Raies pour L_1 et L_2 .

II.2.1.6.1 Les codes pseudo aléatoires :

Les codes pseudo aléatoires sont les suivants :

a. **Le code C/A :** (Code Acquisition -code) disponible sur la porteuse L_1 pour les Applications civiles (donc accessible à tous), c'est une série pseudo aléatoire de ± 1 défini de façon déterministe par une fonction mathématique de période 1 ms à une fréquence de

$$f_0/10 = 1,023 \text{ MHz.}$$

Un code spécifique est attribué à chaque satellite.

La courte période de ce signal (1 ms), permet au récepteur une acquisition et donc une identification rapide des satellites.

b. **Le code P / Y :** disponible sur les deux porteuses L_1 et L_2 pour les applications militaires.

Le P-Code (Précision code) est une série pseudo aléatoire de fréquence $f_0 = 10,23 \text{ MHz}$.

Le P-code est généralement rendu inaccessible aux civils par l'activation d'une fonction dite A.S. (Anti-Spoofing) en code P.

Ce code n'est accessible qu'aux utilisateurs possédant des clés de décryptage comme l'armée américaine et certains de ses alliés. Ses caractéristiques sont inconnues et il est donc impossible de le reproduire.

II.2.1.6.2 LE CONTENU DU SIGNAL GPS :

Nous allons à présent décrire brièvement les données de navigation contenues dans le signal GPS et la façon dont elles sont ordonnées.

a. Format du Message :

Le signal émis par un satellite est composé de trames de 1500 bits. Chaque trame est divisée en sous trames (5) contenant chacune 10 mots de 30 bits. Comme le débit du message est de 50 bits/sec, une trame est donc émise en 30 secondes.

Les sous trames 1, 2 et 3 contiennent un message qui en général ne change pas d'une trame à l'autre : ce sont des informations indispensables à la navigation, qui sont répétées toutes les 30 secondes. Les sous trames 4 et 5, quant à elle, sont réservés à des messages plus longs mais moins importants ; en conséquence, il y a 25 messages différents pour les sous trames 4 et 5. On appelle alors trame principale l'ensemble des 25 trames différentes ; elle dure 12,5 minutes.

Les mots de 30 bits se décomposent en 24 bits d'information et 6 bits de parité : les mots sont donc codés, à l'aide d'un code de Hamming étendu. On rappelle qu'un code de Hamming permet de corriger une erreur de transmission.

b. Contenu du Message :

Pour qu'un utilisateur puisse déterminer sa position à l'aide du signal satellite, il faut qu'il connaisse la position des satellites et la distance qui le sépare de ceux-ci.

Les satellites GPS doivent donc émettre des éléments permettant de calculer leur position, ainsi que l'âge de ces informations, afin de déterminer les satellites à utiliser en priorité pour obtenir une meilleure précision. Tous ces éléments se retrouvent dans les sous trames 1, 2, et 3, répartis comme suit :

Les éphémérides contiennent les paramètres orbitaux du satellite ainsi que leurs coefficients de correction.

Les sous trames 4 et 5 décrivent, quant à elles, les almanachs (données relatifs à chaque satellite) de tous les satellites en orbite et leur état de santé. L'almanach permet de calculer approximativement la position d'un satellite, et de déterminer s'il est visible ou pas. De plus, il donne une idée grossière de la vitesse relative du satellite et ainsi de l'effet Doppler à prendre en compte pendant l'acquisition. La sous trame 4 contient également les coefficients du modèle ionosphérique, qui permet d'affiner le calcul de la distance satellite récepteur. Notons pour conclure que le segment de contrôle du système GPS (les stations fixes au sol qui supervisent les satellites) calcule et rafraîchit les éphémérides régulièrement (une fois par jour), et transmet les nouvelles informations aux satellites.

Comme ces corrections ne sont pas rafraîchies simultanément, l'utilisateur a intérêt à utiliser les plus récentes (l'âge des données étant donné dans la sous trame 1).

Les informations spécifiques à chaque satellite, comme les corrections d'horloge et les éphémérides des satellites sont répétées en totalité dans toutes les « phrases » (les 900 premiers bits), soit toutes les 30 secondes pendant 18 secondes.

Les informations générales dont le contenu change à chaque phrase est transmis en totalité en 12,5 minutes (durée nécessaire pour 25 phrases).

Sous trame	1	2	3
Contenu	N° du satellite. N° de semaine. Age des données. Précision, état de santé du satellite. Coefficients de correction de l'horloge.	Paramètres d'orbite (éphémérides)	Paramètres d'orbite (éphémérides)

Tableau II.6 : contenu des sous trames du signal GPS.

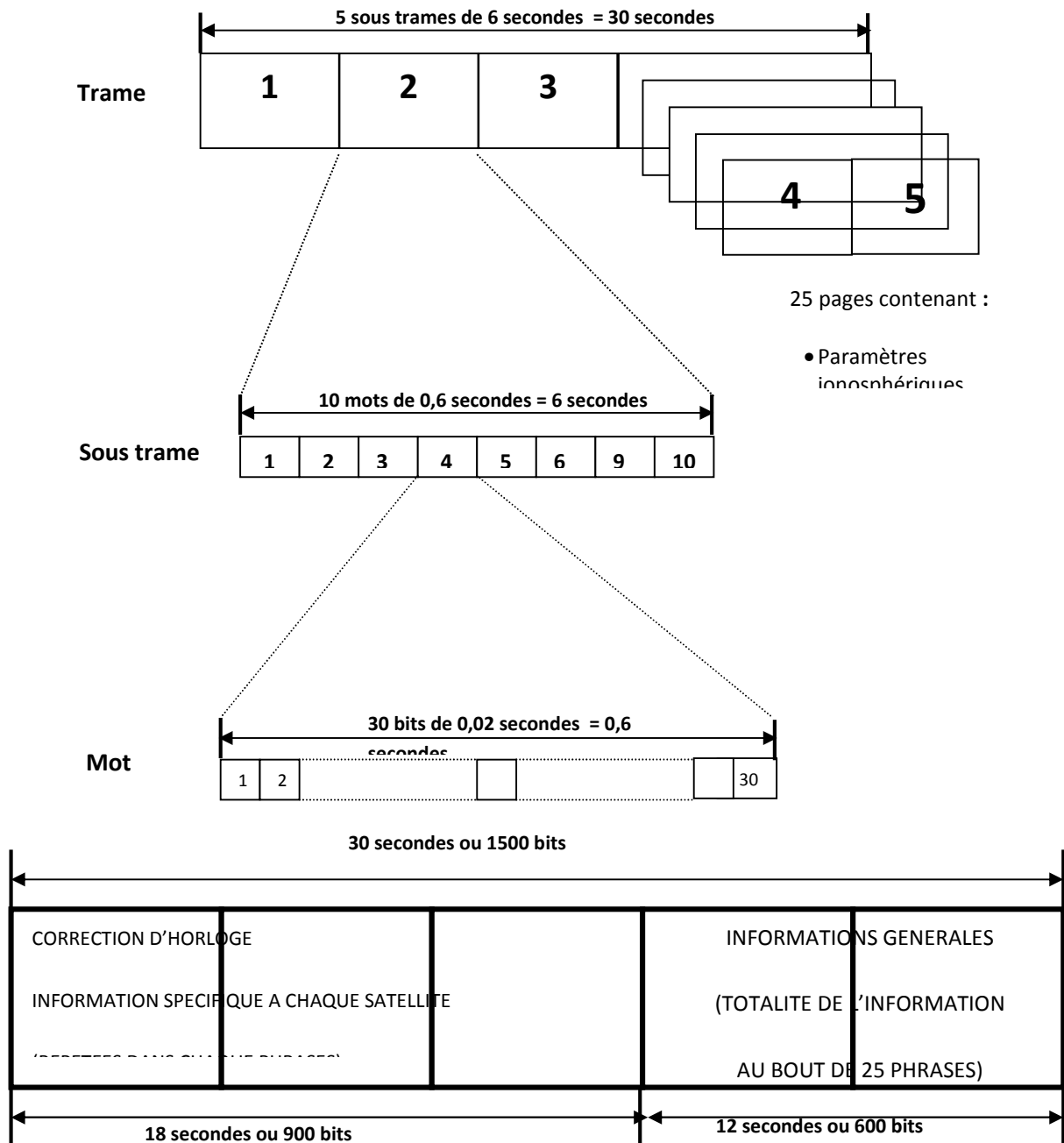


Figure II .7 : Le format de message

c. Caractéristiques électriques des signaux GPS :

La porteuse L_1 est modulée par sauts de phase bipolaire (BPSK) à la fréquence de 1.023 Mhz, au moyen d'une séquence pseudo-aléatoire d'une longueur de 1023 bits qui compose le code PRN des satellites, cette séquence, d'une durée d'une milliseconde, forme le code d'acquisition dit grossier : le code C/A. chaque satellite possède son propre code PRN qui permet au récepteur d'identifier le satellite. Les informations de navigation proprement dites,

modulent à leur tour le code C/A à la fréquence de 50HZ. Le spectre des signaux étant très large, le système GPS présente une bonne immunité aux interférences.

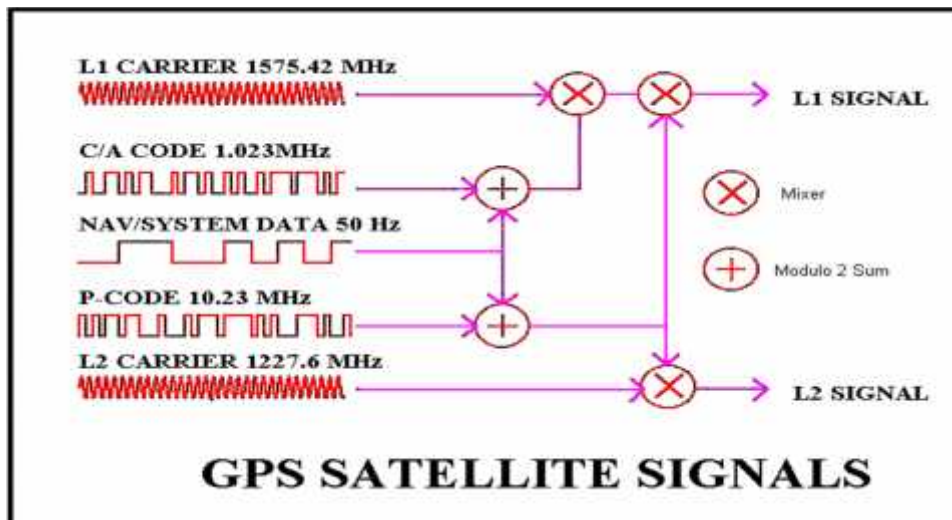


Figure II .8 : Caractéristiques électriques des signaux

d. Acquisition du signal GPS :

Le signal reçu diffère du signal émis pour plusieurs raisons :

le bruit du canal de transmission le décalage temporel dû au temps de propagation et aux décalages des horloges de l'émetteur et du récepteur le décalage fréquentiel dû à l'effet Doppler et aux instabilités des horloges d'émission et de réception.

La conception du récepteur doit tenir compte des incertitudes des signaux et de leurs variations. Des principes de détection et d'atténuation de décalage temporel et fréquentiel sont à l'étude. Le signal GPS présente de nombreux avantages essentiellement liés à sa non détérioration lors de l'émission et de la propagation, mais il est également facile à acquérir, à décomposer et il est riche en informations

II .2.2 Le secteur de Contrôle :

Ce sont des bases de contrôle au sol qui suivent chaque seconde la Trajectoire de chaque satellite. Elles sont réparties sur différents pays afin qu'au moins une station contrôle un satellite donné.

La station principale est située sur la Base Falcon Air Force dans le **Colorado**. Les autres sont situées dans **Hawaii** et **Kwajalein** (l'Océan Pacifique), **Diego Garcia** (l'Océan Indien) et l'Ile **Ascension**(Atlantique). Il y a aussi quatre grandes antennes terrestres.

Le rôle des stations :

C'est d'assurer le suivi des satellites, capter tous les signaux émis par les satellites, d'accumuler les messages reçus et de transmettre toutes les informations recueillies à la station principale qui gère toutes les transmissions ainsi que les calculs, mais aussi de leur envoyer les corrections d'erreurs de positionnement.

Ceci permet d'augmenter la fiabilité du système en permettant à tout instant de vérifier que les informations générées par chacun des satellites sont correctes.



Figure II .9: Le secteur de contrôle

II .2.3 Le secteur Utilisateur :

Le segment utilisateur est constitué de la masse des récepteurs GPS et de la communauté des utilisateurs. Les récepteurs transforment les signaux des satellites en estimation de position et temps. Les récepteurs GPS sont utilisés pour navigation, positionnement, détermination de temps et autres...

Les récepteurs GPS peuvent être utilisés manuellement ou peuvent être installés sur des voitures, avions, bateaux, sous-marins, chars... etc.

Il y a plus de 100 modèles de récepteurs GPS en monde. Le récepteur typique d'utilisation manuelle est de dimension d'un téléphone portable.

Par contre les utilisateurs sont soumis aux dégradations volontaires imposées par les Américains.

Deux types de dégradations existent :

- La SA (Selective Availability) accès sélectif en français, qui consiste à dégrader les performances nominales du système et qui n'est plus active depuis le 2 mai 2000.

L'A.S. (anti spoofing) anti leurage en français, qui consiste à rendre inconnu une partie des informations transmises afin qu'elles ne puissent être reproduites. Concrètement le P code originel est remplacé par le Y code inconnu.

II .3 TEMPS ET SYSTEME DE COORDONNEE :

II .3.1 Temps GPS :

Le temps atomique international (TAI) est le temps qui définit la seconde SI. Il a été relié à la rotation de la Terre en introduisant une échelle de temps coordonnée universelle (UTC). L'US Naval Observatory (USNO) dispose d'un service chargée de fournir au DOD ainsi qu'aux autres agences gouvernementales et au public, une référence de temps standard UTC(USNO).

Le temps GPS est définit de manière à égaler le temps UTC (USNO) modulo 1 seconde avec une précision inférieure à 1µs. En pratique cet écart est inférieur à 100 ns. Il peut être maintenu en particulier grâce aux horloges atomiques à bord des satellites.

En addition, les satellites GPS transmettent les corrections nécessaires pour estimer le temps UTC (USNO).

Les signaux temporels diffusés par les satellites GPS sont synchronisés sur les horloges atomiques du centre principal de contrôle GPS (Colorado Springs, Etats-Unis). Cette échelle de temps GPS (appelée GPST) est reliée au temps UTC (Temps universel coordonné). L'origine du temps GPS est le 5 janvier 1980 à 0 h UTC. Le signal de chaque satellite GPS contient une correction à apporter au temps de l'horloge du satellite pour obtenir le temps GPS, ainsi que le décalage entre les temps GPS et UTC ($GPST = UTC + x \text{ secondes}$). Le système GPS permet d'accéder en temps réel au temps UTC avec une précision variant de quelques nanosecondes à 100 nanosecondes selon le mode de mesure.

La grande précision du temps GPS, sa diffusion en tout point du globe et son coût relativement peu élevé en ont fait un système de référence de synchronisation des horloges pour de très nombreuses applications. En météorologie, de nombreuses campagnes de mesure qui nécessitent des fréquences d'acquisition élevées ou des synchronisations précises entre différents lieux utilisent le temps GPS comme référence.

II .3.2 Système de coordonnée :

Le système WGS84 :

Le système géodésique global (WGS 1984) a été développé par le département de la défense américaine. Ce système de référence est utilisé pour les deux types d'éphémérides (précises et radiodiffusées). Cependant, WGS84 sera d'une très grande importance pour les différents types d'applications du système GPS.

Le système de référence correspondant à WGS84 est un système lié à la Terre et matérialisé par un réseau de points d'ordre zéro se trouvant à la surface terrestre. L'origine du système est le centre des masses de la Terre ; son orientation est choisie de telle façon qu'elle soit identique à celle du système CIO-BIH (conventionnal international origin – bureau international de l'heure). L'axe des Z est parallèle à la direction du CTP (Conventionnal Terrestrial Pole) et l'axe des X est parallèle à la direction du BIH qui définit le méridien origine. Au système WGS84, est associé un système géocentrique de coordonnées cartésiennes (O, X, Y, Z) voire figure suivante :

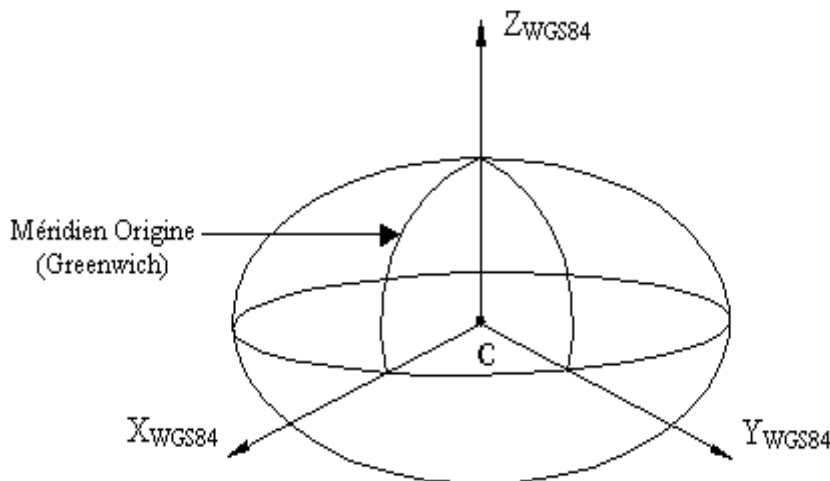


Figure II .10: définition du système de coordonnées WGS84

Avec :

- origine O : centre de gravité des masses Terrestres.
- axe Z : pôle Nord astronomique (axe de rotation de la Terre).
- axe X : intersection de l'équateur avec le méridien de Greenwich.

Axe Y : tel que le système d'axe soit direct.

II .4 LES PRINCIPES DU GPS

II 4.1 Détermination de la position :

Le principe du positionnement GPS est très proche du principe de triangularisation La détermination d'un lieu géographique est donnée par l'intersection de trois sphères dans l'espace, chaque sphère est définie par son centre correspondant à la position d'un satellite, et par son rayon qui est la distance entre le centre et le récepteur GPS.

L'intersection entre deux sphères donne un cercle, avec une 3^{ème} sphère on obtient deux points possibles, l'utilisateur se trouve sur la surface terrestre, on peut déduire sa position exacte en éliminant le point donnant un résultat incohérent.

Trois satellites sont donc nécessaires pour obtenir un point d'intersection des trois sphères, en réalité quatre satellites sont nécessaires pour tenir compte de la non -synchronisation du récepteur, le nombre total de paramètres inconnus est donc de quatre : Trois pour les coordonnées du récepteur et un pour l'erreur d'horloge du récepteur.

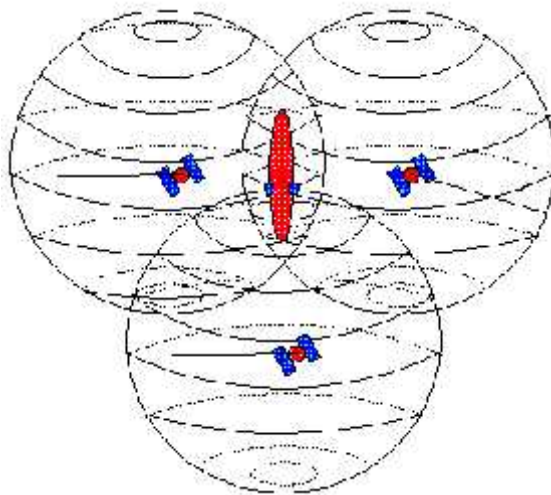


Figure II .11: principe du positionnement

Le récepteur GPS est capable d'identifier le satellite qu'il utilise à l'aide du signal pseudo aléatoire émis par chaque satellite.

Il charge, à l'aide de ce signal, les informations sur l'orbite et la position du satellite. Pour mesurer la distance qui sépare le satellite du GPS, on mesure le temps T mis par le signal pour aller de l'un vers l'autre.

Le signal voyageant à la vitesse de la lumière, la distance recherchée est donnée par :

$$R = c * T$$

La mesure de T nécessite une manipulation :

Le satellite et le récepteur émettent tous deux au même instant (instant réglé Sur l'horloge générale du système GPS) le code pseudo aléatoire (le récepteur en génère une réplique). Le récepteur retarde ensuite le début de cette émission jusqu'à ce que son signal se superpose avec celui provenant du satellite. La valeur de ce retard est ainsi le temps mis par le signal pour se propager du satellite jusqu'à l'utilisateur.

Ti correspond à la durée du trajet reliant le satellite au récepteur L'utilisation de cette méthode avec trois satellites permet alors à l'utilisateur déterminer ses distances R1, R2 et R3 par rapport à trois satellites de positions connues.

Ainsi, si (x, y, z) sont les coordonnées de l'utilisateur et (xi, yi, zi) celles des satellites, on obtient le système de trois équations à trois inconnues ci-dessous dont la résolution aboutit aux coordonnées de l'utilisateur.

$$R_1^2 = (x-x_1)^2+(y-y_1)^2+(z-z_1)^2 \quad (II-3)$$

$$R_2^2 = (y-y_2)^2+(y-y_2)^2+(y-y_3)^2 \quad (II-4)$$

$$R_3^2 = (z-z_1)^2+(z-z_2)^2+(z-z_3)^2 \quad (II-5)$$

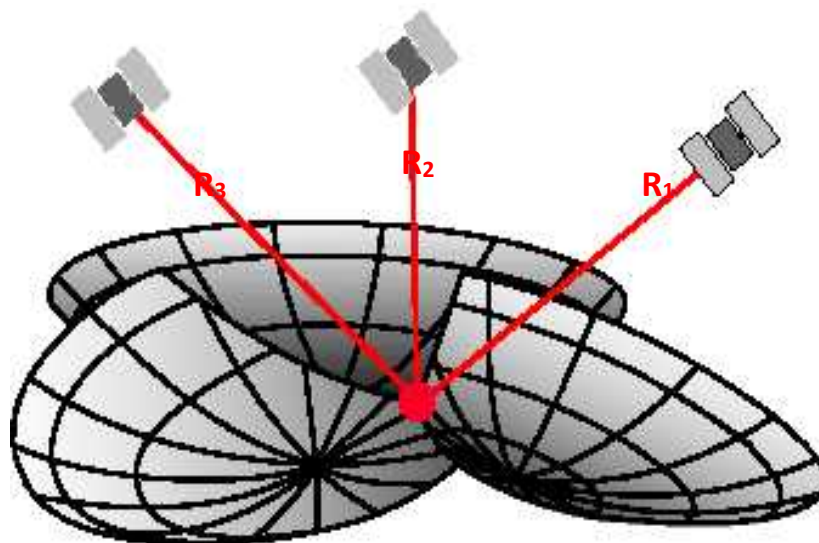


Figure II .12: intersection des trois sphères

II .4.2 Détermination de la vitesse :

Le système GPS permet également de mesurer la vitesse à laquelle se déplace l'utilisateur. Cette évaluation se fait par mesure de Doppler sur le signal provenant d'un satellite GPS.

En effet, le signal perçu par le récepteur GPS n'a pas exactement la même fréquence que lorsqu'il est généré par le satellite.

Suivant le principe Doppler, le rapport des fréquences est fonction des positions et des vitesses relatives du satellite et de l'utilisateur.

Si F est la fréquence du signal généré dans le satellite et F' la fréquence à laquelle il est perçu par le récepteur, on a : $F' = c \cdot F$ où F' est le vecteur unitaire de l'axe satellite-utilisateur, et c la vitesse de la lumière.

La vitesse du satellite est calculée à partir de l'éphéméride transmise par celui-ci et les coordonnées sont calculées lors de la détermination de la position.

II .5 TYPES DE MESURES

Deux types de mesures sont disponibles pour l'utilisateur, chacune équivalente à la distance entre le récepteur et le satellite aux erreurs près (biais d'horloges, atmosphériques, Multi trajets, bruits récepteurs).

II .5.1 La pseudo distance sur les codes :

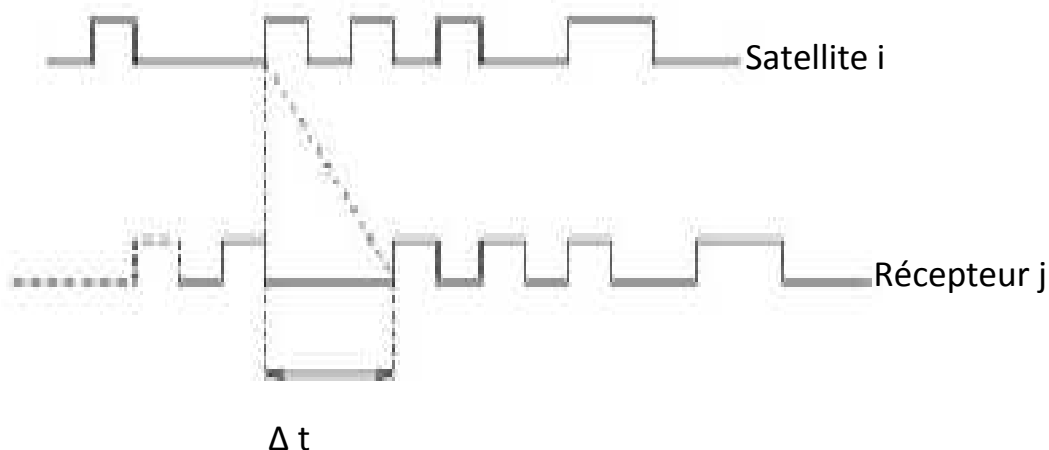


Figure II .13: Temps de parcours du signal (code pseudo aléatoire)

Si on peut mesurer la durée de propagation d'un signal émis par un satellite i jusqu'à son arrivée à un récepteur j , on peut alors estimer la distance du satellite au récepteur.

Dans ce but, les satellites génèrent des codes pseudo-aléatoires (C/A et (ou) P (ou Y)) qu'ils émettent en continu. Le récepteur génère une réplique de ce code en synchronisation avec le satellite et la compare au signal reçu. Le décalage en temps Δt **Figure II .13** correspond alors au temps de parcours satellite -récepteur.

Les horloges satellite et récepteur n'étant pas parfaitement synchronisées, la mesure

P^i_j n'est qu'une mesure de pseudo distance. Elle vaut :

Ou' :

$$P^i_j = \rho_j^i + c \cdot \epsilon = \sqrt{(x_j - x^i)^2 + (y_j - y^i)^2 + (z_j - z^i)^2} + c \cdot \epsilon \quad (II-6)$$

- $\mathbf{X}^i = (x^i, y^i, z^i)$ est la position connue du satellite i .
- $\mathbf{X}_j = (x_j, y_j, z_j)$ est la position du récepteur j .
- ϵ est l'erreur d'horloge du récepteur.

Pour se positionner à l'aide de cette mesure, 4 satellites sont donc nécessaires (3 inconnues de position et 1 de temps).

II .5.2 la mesure de phase :

La seconde mesure provient directement de la porteuse du signal ou plus précisément de la différence entre la phase du signal reçu et la phase de l'oscillateur du récepteur. Le suivi en continu de l'évolution de cette phase permet d'évaluer la variation de distance entre un Satellite et le récepteur avec une grande précision. Cette mesure de phase est également équivalente à la distance couverte modulo la longueur d'onde; il existe une ambiguïté N sur le nombre entier de cycles parcourus

$$\Phi_j^i = -\rho_j^i + \lambda N_j^i \quad (II-7)$$

où λ est la longueur d'onde du signal observé

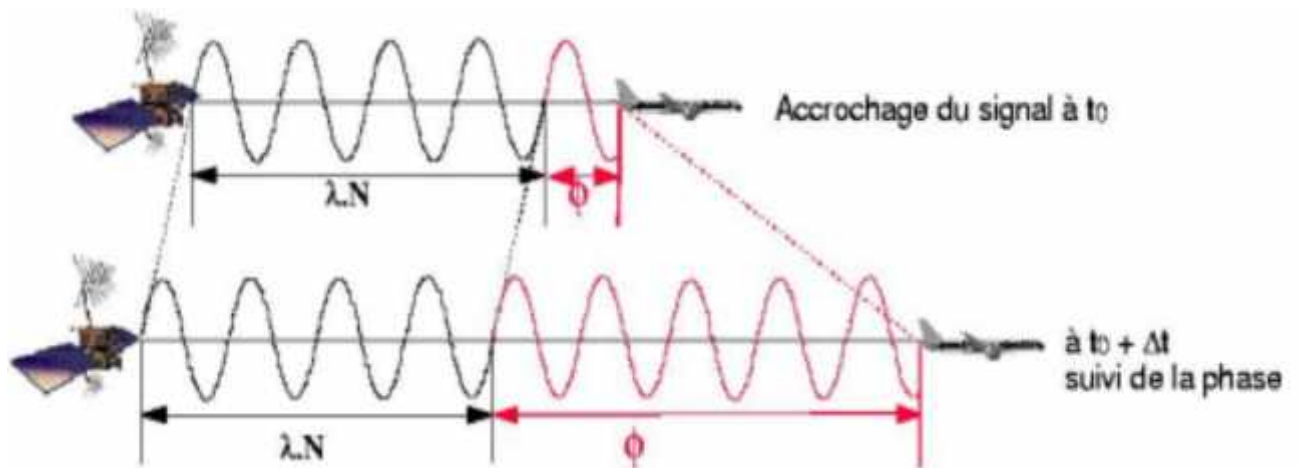


Figure II .14 : Mesure de phase

La longueur d'onde des signaux civils GPS étant de l'ordre de 20 cm, si cette ambiguïté est déterminée, la précision sur la position sera centimétrique.

Ce type de positionnement n'est pas instantané, il nécessite de traiter les informations sur Plusieurs époques. Un compteur incrémente la phase mesurée de façon à conserver L'ambiguïté entière constante et égale à celle du premier instant de mesure. Ce nombre reste constant à condition que le récepteur capte le signal du satellite en permanence. Si un saut de cycle se produit à cause d'une perte momentanée du signal, la valeur de l'ambiguïté entière change. Dès que le récepteur accroche à nouveau le signal, il peut reprendre son comptage mais un nombre entier de cycles est manquant.

Les causes physiques à l'origine des pertes de signal sont nombreuses : obstruction,

Affaiblissement du signal pour un satellite bas sur l'horizon, activité géomagnétique, scintillation ionosphérique, multi trajets...

L'ensemble des biais affectant la mesure étant très supérieur à la longueur d'onde du signal, une station de référence dans une zone proche (moins de 10 km) est nécessaire. Pour réduire au maximum les erreurs sur la mesure, un satellite de référence doit également être considéré, 5 satellites au minimum sont alors nécessaires.

Aucune technique actuelle de résolution d'ambiguïtés en vol n'est totalement sûre.

II .5.3 Bruits de mesures :

Différentes erreurs perturbent les mesures. Dans le tableau ci-dessous toutes ces erreurs et biais sont regroupés suivant le lieu où ils se manifestent.

Source d'erreurs	Les erreurs
Satellite	-Erreurs d'orbite. -Biais d'horloges. -Centre de phase de l'antenne.
Trajet	-Réfraction ionosphérique. -Réfraction troposphérique. -multi trajets.
Récepteur	-Erreur d'horloge. -Centre de phase de l'antenne. -Bruit récepteur. -Sauts de cycles.

Tableau II .15 : Sources d'erreurs sur les mesures GPS.

Les multi trajets sont une source d'erreurs importante pour le positionnement. Modéliser leurs effets en fonction de l'environnement étant très difficile, il convient de prendre certaines précautions afin de les réduire au maximum :

- utiliser des antennes conçues pour recevoir des ondes polarisées à droite (les signaux GPS sont de ce type et une réflexion sur un mur ou le sol change le sens de cette polarisation).
- utiliser des matériaux absorbant les radiofréquences autour des antennes.
- utiliser des récepteurs pouvant en éliminer une partie (corrélateurs étroits, Multi corrélateurs).

II .6 Conclusion :

Le rôle des satellites est un élément fondamental dans le fonctionnement du GPS. Grâce aux ondes envoyées par ceux ci, un récepteur GPS peut calculer un positionnement plus ou moins précis sur Terre. Certes, beaucoup d'opérations sont nécessaires pour aboutir à une localisation mais l'évolution de l'électronique nous permet actuellement de réduire considérablement leur temps de calcul.

D'autre part, de nombreux facteurs de perturbation (la météo, le relief, la désynchronisation des horloges...) peuvent fausser la précision du système, d'où l'importance des stations au sol qui corrigent en permanence certaines données.

Bien qu'au début, le GPS était destiné à une utilisation militaire, il est de nos jours à la portée de tout le monde et est devenu un outil aussi bien personnel que professionnel. En effet, il intervient aussi bien dans l'architecture ou l'aéronautique que dans la vie de tous les jours.

Les Etats-Unis contrôlent totalement le GPS et peuvent ainsi stopper l'utilisation à tout instant. C'est pourquoi, l'Europe s'est lancé dans un projet concurrent nommé Galileo, qui a pour but de favoriser son indépendance, la Russie ayant déjà le sien.

Chapitre III : filtre de Kalman et le Réseau Neurone

III.1 Filtre de Kalman :

III.1.1. Introduction:

en 1960, R.E. Kalman a publié son papier célèbre décrivant une solution récursive au problème du filtrage linéaire de données discrètes. Depuis ce temps-là, grâce aux grandes avancées dans le calcul numérique, le filtre Kalman a été le sujet de recherche vaste et de nombreuses applications, en particulier dans le secteur d'automates ou de navigation assistée.

Le filtre de Kalman est un jeu d'équations mathématiques qui fournissent une solution efficace récursive de la méthode des moindres carrés. Le filtre est très puissant dans plusieurs aspects : il prend en compte les estimations du passé, du présent et même de l'avenir des états et il peut faire mieux quand la nature précise du système modelé est inconnue.

Considérant un système dynamique par exemple un véhicule en déplacement. Les paramètres inconnus comme les coordonnées et la vitesse constituent les éléments du vecteur d'état ce vecteur, fonction du temps, peut être prédit à n'importe quel instant t au moyen des équations du système. Les valeurs précédentes peuvent être améliorées ou mis à jour par des observations contiennent des informations sur quelque élément du vecteur d'état.

La procédure entière est commencée sous l'application « filtrage de kalman ». Il correspond à l'ajustement séquentiel dans le cas statique. Par on obtient par conséquence des estimations optimales des inconnues jusqu'à l'époque t . notons qu'il n'est pas nécessaire de retenir les données pour les époques ultérieurs.

Le filtre de Kalman est une extension de porte dans trois directions :

- L'information sur les signaux X et Y est donnée sous forme d'un modèle à représentation Markovienne, ce qui signifie que Y est une combinaison linéaire Bruitée des composantes du vecteur utile X . Rappelons que nous avons vu qu'un modèle à représentation Markovienne permet de calculer complètement la fonction de corrélation d'un processus. A l'inverse, la connaissance de la fonction de corrélation d'un processus permet, sous certaines conditions de calculer une représentation d'état Markovienne de ce processus. La théorie qui permet de calculer une représentation d'état à partir d'une fonction de covariance s'appelle **la théorie de la réalisation stochastique**.
- Les estimées du signal utile X que l'on peut calculer à partir du filtre de Kalman.
- tiennent compte de l'information sur le signal observé Y à partir d'un instant initial quelconque, alors que dans le filtre de Kalman. On suppose implicitement les mesures disponibles depuis un temps infiniment long. Le filtre de Kalman permet donc de prendre en compte le transitoire, c'est-à-dire le calcul de l'estimée optimale à partir d'un ensemble de mesures observées depuis un instant initial fixé.

- Enfin, bien que nous ne traiterons pas ce cas, le filtre de Kalman se calcule de la même manière que dans les développements de ce chapitre pour un modèle du processus qui est lui-même à paramètres variables. Cela signifie que les matrices A , B , C ... etc. qui définissent la représentation d'état Markovienne peuvent être elles-mêmes des matrices variables dans le temps. On peut donc calculer des estimées optimales de Kalman pour des processus qui sont complètement non stationnaires, c'est-à-dire qu'ils sont décrits par des modèles variant dans le temps.

III .1.2 Les filtrages :

III .1.2.1 Le filtrage de kalman :

Les mesures de position et de vitesse peuvent être entachées de bruit et d'autres sources d'erreurs. Ces imprécisions conduisent à des mesures de navigation bruitées. Un filtrage de kalman est en général mis en œuvre pour calculer des résultats de navigation lissée.

Dans un système dynamique (qui varie en fonction du temps, comme c'est le cas des positions calculées par le récepteur GPS), les variables du système sont des variables d'état. L'état d'un système peut être caractérisé à un instant donné par un vecteur regroupant les paramètres permettant à l'utilisateur de connaître ce système.

Le filtre de kalman répond à la question suivante : étant donnée notre connaissance du comportement du système et la nouvelle mesure, quelle est la meilleure estimation de la position ?

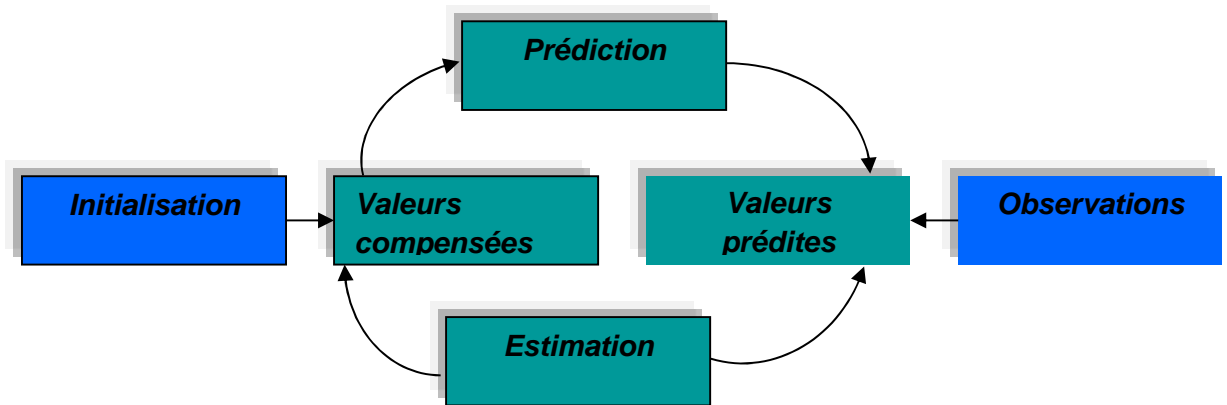


Figure III.1 : Schématisation du filtre de kalman

Ce type de filtrage est utilisée dans des temps d'application très vastes : hybridation de capteurs, détection / poursuite de mouvement à partir de radar, sonar, vidéo, reconnaissance de formes dans une image....

III .1.2.2 Fonctionnement du filtre de kalman :

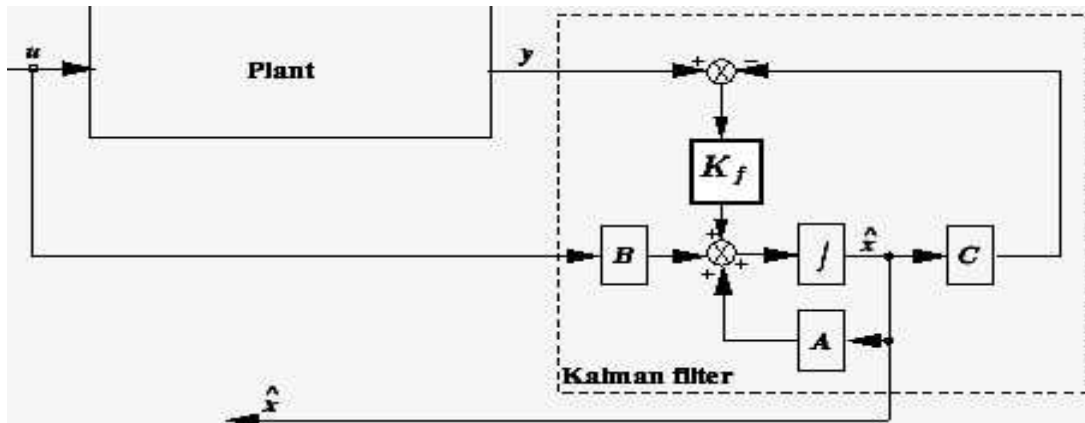
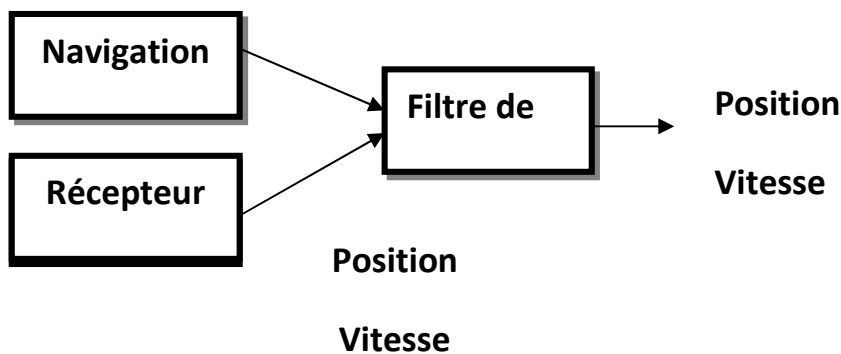


Figure III.2 : Schéma fonctionnel de filtre de kalman

III .1.2.3 Utilisation du filtre kalman :

Si l'utilisation d'un filtre de Kalman pour coupler l'inertie s'est largement répandue, il existe néanmoins deux techniques de mise en œuvre de ce couplage :

- **Le couplage lâche :** dans ce cas le filtre de Kalman utilise en entrée les positions et vitesses fournies par le récepteur GPS.



- **Le couplage serré :** dans ce cas le filtre de Kalman utilise en entrée les distances bruitées entre le récepteur et chaque satellite GPS.

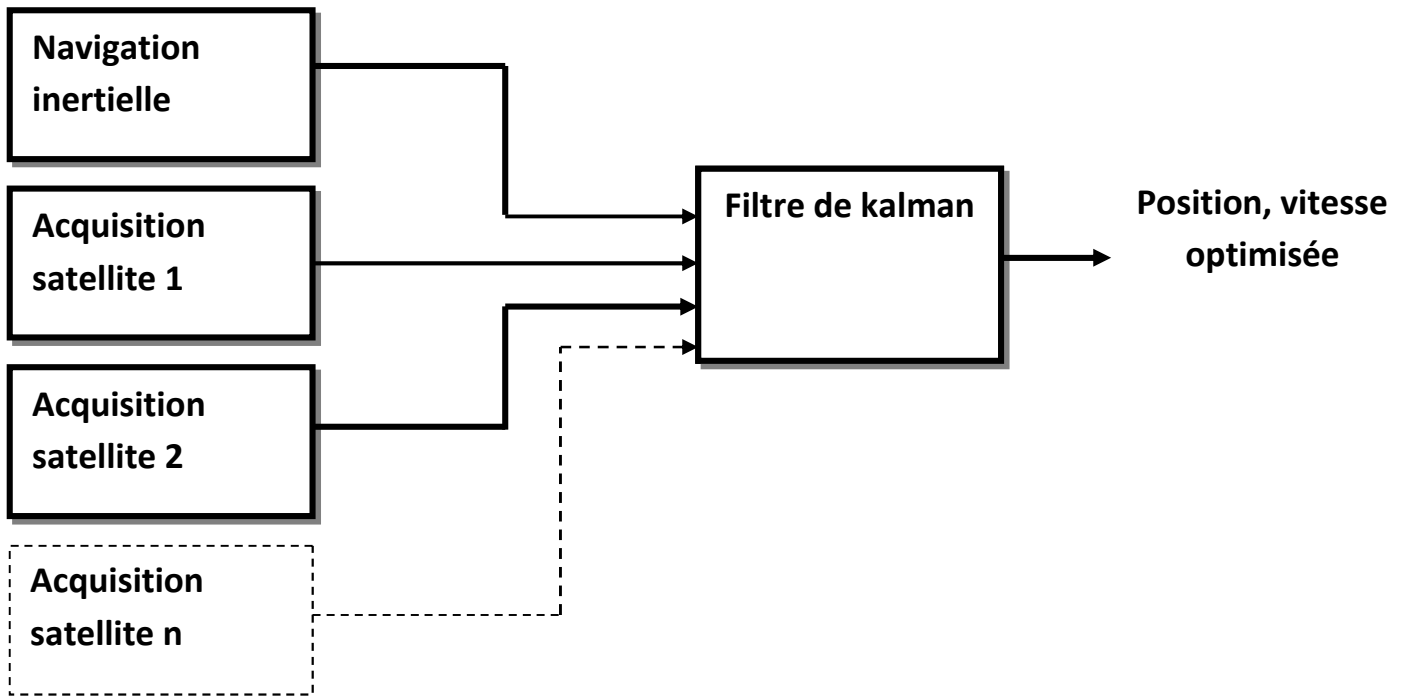


Figure III .3 : Pseudo distance au satellite n

III .1.2.4 Calcul d'estimation de kalman :

On supposera que le signal utile x et le signal observé y peuvent être représentés par un modèle d'état Gaussien Markovien :

$$\begin{cases}
 \dot{x}_k = A x_k + B u_k + G w_k \\
 y_k = C x_k + z_k
 \end{cases} \quad (III .1)$$

Où $x_k \in \mathbb{R}^n$, $u_k \in \mathbb{R}^m$, $\dot{x}_k \in \mathbb{R}^k$, $y_k \in \mathbb{R}^q$, $z_k \in \mathbb{R}^p$. Le signal u_k est supposé déterministe et connu (dans des problèmes d'automatique c'est un signal de commande), l'état initial x_0 est supposé gaussien : $x_0 \sim N(\bar{x}_0, P_0)$:

Les signaux w_k et v_k sont des bruits blancs Gaussiens mutuellement indépendants et ils sont indépendants de x_0 : $\dot{x}_k \sim N(0, Q)$, $z_k \sim N(0, R)$. Les bruits w_k et z_k ont des significations typiquement différentes : w_k est considéré comme un bruit agissant sur le processus, tandis que z_k est un bruit de mesure. Les matrices A, B, G, C, P_0, Q et R sont ici considérées comme constantes, mais comme il est dit dans l'introduction il n'y a aucun problème à traiter le cas où ces matrices seraient elles-mêmes fonctions du temps k . C'est aussi pour des raisons de facilité qu'on suppose ici que les bruits w_k et z_k sont mutuellement

indépendants. Il est assez facile de traiter le cas où ces bruits sont corrélés entre eux. Enfin, il n'est pas non plus nécessaire de faire l'hypothèse que les bruits et la condition initiale sont Gaussiens. Sans cette hypothèse, les estimées de Kalman sont des estimées à variance minimale; avec cette hypothèse, ils sont en plus des estimées optimales au sens de la moyenne conditionnelle. Le problème de l'estimation au sens de Kalman se pose alors de la manière suivante.

Etant donné le modèle (c'est-à-dire l'information $A, B, C, G, \bar{x}_0, P_0, Q, R$) et étant donné un vecteur de mesures :

$$Z^k = \{y_k^T, u_k^T, y_{k+1}^T, u_{k+1}^T, \dots, y_0^T, u_0^T\} \quad (III, 2)$$

On désire construire un estimateur optimal de x_j que l'on notera $\hat{x}_{j/k}$. On considérera trois situations.

1. Si $j = k$ on parlera de **filtrage optimal**.
2. Si $j > k$ on parlera de **prédiction optimale**.
3. Si $j < k$ on parlera de **lissage optimal**.

On peut dériver le filtre de Kalman en se basant uniquement sur le **lemme technique** qui est énoncé ci-dessous, et qui démontre que des estimateurs de moyenne conditionnelle ont la propriété d'**orthogonalité**, c'est-à-dire que l'erreur d'estimation est orthogonale (au sens statistique) aux données qui ont servi à calculer l'estimée.

III .1.2.5 Lemme d'orthogonalité

Soit X et Y deux vecteurs aléatoires qui, ensemble, forment un vecteur Gaussien tel que ;

$$E\{X\} = m_X \text{ et } E\{Y\} = m_Y \text{ et}$$

$$\text{Alors : } \text{Cov} \begin{matrix} X \\ Y \end{matrix} = \begin{matrix} C_{XX} & C_{XY} \\ C_{YX} & C_{YY} \end{matrix} \quad (III.3)$$

$$\hat{X} = \begin{matrix} E\{X | y\} \\ \end{matrix} = m_X + C_{XY} C_{YY}^{-1} (y - m_Y) :$$

En outre l'erreur d'estimation $\tilde{X} = X - \hat{X}$ est indépendante de Y et donc aussi de \hat{X} :

$$E\{\tilde{X} Y^T\} = 0, E\{\tilde{X} \hat{X}^T\} = 0 \quad (III.4)$$

La covariance de l'erreur d'estimation est donnée par :

$$\text{cov} \{ \tilde{X} \} = C_{XX} - C_{XY} C_{YY}^{-1} C_{YX} \quad (III.5)$$

- **Démonstration :**

Observons d'abord que l'estimée \hat{X} est non biaisée: $E' \tilde{X}'' N \theta$. En utilisant ensuite l'expression (III.3) et la définition de \tilde{X} on obtient que :

$$E\{\tilde{X}(Y - m_Y)^T\} = E\{(X - m_X)(Y - m_Y)^T\} - C_{XY} = 0 \quad \text{(III.6)}$$

Il en résulte que \tilde{X} et Y sont indépendants, et donc $E' \tilde{X} Y^T : N \theta$. Dés lors on obtient que :

$$E' X / y'' N E' \hat{X} < \tilde{X} / y'' N E' \hat{X} / y'' N \hat{X}.$$

Enfin, puisque \hat{x} et \tilde{X} sont indépendants il en résulte que :

$$Cov(X) = Cov(\hat{X}) + Cov(\tilde{X}).$$

L'expression (III.5) en résulte si l'on utilise l'équation (III.4). Avant d'aborder le calcul du filtre de Kalman, il est encore utile de définir les innovations du processus $\{y_k\}$.

Définissons $\hat{x}_{j/k} \overset{U}{N} E' x_j / z^k''$ et $\hat{y}_{j/k} \overset{U}{N} E' y_j / Z^k''$ et intéressons-nous d'abord au prédictor à horizon 1. Puisque le bruit de mesure v_k est blanc et indépendant de l'état initial, il en résulte que

$$\hat{y}_{k/k-1} = C\hat{x}_{k/k-1}.$$

Définissons les erreurs de prédiction à horizon 1 :

$$\tilde{x}_{k/k-1} \overset{\Delta}{=} x_k - \hat{x}_{k/k-1}$$

$$\tilde{y}_{k/k>1} \overset{U}{N} y_k > \hat{y}_{k/k>1}$$

$$= C\tilde{x}_{k/k>1} < z_k$$

En utilisant le lemme $E' \tilde{y}_{k/k>1} / Z^{k>1}'' N \theta$ d'orthogonalité on obtient :

Il en résulte que la séquence $\tilde{y}_{k/k>1}$ est une séquence de bruits blancs Gaussiens qui contient la même information que la séquence des observations y_k . La séquence $\tilde{y}_{k/k>1}$ est appelée le **processus d'innovation** de la séquence d'observation y_k .

III .1.2.6 Calcul du prédicteur de Kalman

Dans cette sous-section nous allons dériver les équations du prédicteur de Kalman à horizon 1. C-à-d, le calcul de :

$$\hat{x}_{k < I / k} \stackrel{\Delta}{=} E' x_{k < I} / Z^k$$

Définissons séparément les vecteurs :

$$Y^k \stackrel{\Delta}{=} (y_k^T, y_{k-1}^T, \dots, y_0^T)^T, U^k \stackrel{\Delta}{=} (u_k^T, u_{k-1}^T, \dots, u_0^T)^T \text{ et } \tilde{Y}^k \stackrel{\Delta}{=} (y_k^T - \hat{y}_{k/k-1}^T, y_{k-1}^T - \hat{y}_{k-1/k-2}^T, \dots, y_0^T - \hat{y}_0^T)^T$$

Puisque les vecteurs Y^k et \tilde{Y}^k contiennent la même information, on peut écrire :

$$E' x_{k < I} / Z^k \stackrel{\Delta}{=} E' x_{K < I} / Y^K, U^k \stackrel{\Delta}{=} E' x_{k < I} / \tilde{Y}^k, U^k$$

Le Lemme d'orthogonalité nous permet alors d'écrire, en conditionnant toutes les variables sur $U^k, \tilde{Y}^{k < I}$, que :

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k < I / k} &\stackrel{\Delta}{=} E' x_{k < I} / Z^k \\ &= E \{ x_{k+1} / \tilde{Y}^{k-1}, U^k, \tilde{y}_{k/k-1} \} \\ &= E \{ x_{k+1} / \tilde{Y}^{k-1}, U^k \} \\ &+ E \{ (x_{k+1} - E \{ x_{k+1} / \tilde{Y}^{k-1}, U^k \}) \tilde{y}_{k/k-1}^T / \tilde{Y}^{k-1}, U^k \} C_{y_{k/k-1}}^{-1} \cdot \tilde{y}_{k/k-1} \quad \text{(III.7)} \end{aligned}$$

Observons que :

$$E \{ x_{k+1} / \tilde{Y}^{k-1}, U^k \} = A E' x_{k < I} / \tilde{Y}^{k > I}, U^{k > I} < B u_k$$

$$N A \tilde{x}_{k / k > I} < B u_k \quad \text{(III.8)}$$

Il en résulte que :

$$K_k \stackrel{\Delta}{=} E' (x_{k < I} > E' x_{k < I} / \tilde{Y}^{k > I}, U^{k > I} \tilde{y}_{k/k > I}^T / \tilde{Y}^{k > I}, U^{k > I} C_{\tilde{y}_{k/k > I}}^{-1} \tilde{y}_{k/k > I})$$

$$\text{Où : } \hat{x}_{k < I / k} \stackrel{\Delta}{=} N A \tilde{x}_{k / k > I} < B u_k < K_k \tilde{y}_{k / k > I} \quad \text{(III.9)}$$

Remarquons que, par la propriété de blancheur des innovations,

$\tilde{y}_{k|k>1} \perp \tilde{Y}^{k>1}, U^k \perp \tilde{y}_{k|k>1}$ et que cette erreur de prédiction est de plus orthogonale à : $E' x_{k<1} / \tilde{Y}^{k>1}, U^k$

On peut donc aussi écrire

$$E' x_{k<1} / \tilde{Y}^{k>1}, U^k : y_{k>1}^T C_{\tilde{y}_{k|k>1}} \tilde{y}_{k|k>1} \quad (III.10)$$

III .1.2.7 Calcul de gain de kalman :

K_k est appelé le gain du prédicteur de Kalman. Nous allons maintenant calculer l'expression de ce gain. A partir de l'expression (III.10) et de (III.7) et (III.5) on a :

$$\begin{aligned} E' x_{k<1} / \tilde{Y}^{k>1}, U^k : y_{k>1}^T C_{\tilde{y}_{k|k>1}} \tilde{y}_{k|k>1} &= AE' x_{k>1} / \hat{x}_{k|k>1} : y_{k>1}^T C_{\tilde{y}_{k|k>1}} \tilde{y}_{k|k>1} \\ &= AE' \tilde{x}_{k|k>1} C_{\tilde{x}_{k|k>1}} v_k : v_k^T \\ &= \sum AP_{k|k>1} C^T \end{aligned} \quad (III.11)$$

III .1.2.8 L'erreur de prédiction :

Où $P_{k|k>1}$ est la matrice de covariance de l'erreur de prédiction à horizon 1 sur l'état :

$$P_{k|k>1} = \sum E' x_{k>1} / \hat{x}_{k|k>1} : x_{k>1} / \hat{x}_{k|k>1} :^T + \sum E' C_{\tilde{x}_{k|k>1}} z_k : C_{\tilde{x}_{k|k>1}} z_k :^T$$

D'autre part :

$$C_{\tilde{y}_{k|k>1}} \sum E' \tilde{y}_{k|k>1} \tilde{y}_{k|k>1}^T C_{\tilde{y}_{k|k>1}} = \sum CP_{k|k>1} C^T < R_z \quad (III.1)$$

gain du prédicteur de Kalman s'écrit donc :

$$K_k = \sum AP_{k|k>1} C^T (CP_{k|k>1} C^T < R_z)^{-1} \quad (III.13)$$

Il nous reste à calculer $P_{k/k-1}$. En utilisant l'équation d'état du modèle et l'équation récursive du prédicteur (III.8), on obtient

$$\tilde{\mathbf{x}}_{k-1/k} = \mathbf{A} \tilde{\mathbf{x}}_{k/k-1} + \mathbf{G} \mathbf{w}_k + \mathbf{K}_k \tilde{\mathbf{y}}_{k/k-1} \quad (\text{III.14})$$

En utilisant aussi l'expression (III.5) et le fait que \mathbf{w}_k , \mathbf{v}_k sont non corrélées avec $\tilde{\mathbf{x}}_{k/k-1}$ et $\tilde{\mathbf{y}}_{k/k-1}$, on trouve finalement :

$$\begin{aligned} P_{k-1/k} &= \mathbf{E} \tilde{\mathbf{x}}_{k-1/k} \tilde{\mathbf{x}}_{k-1/k}^T \\ &= \mathbf{A} P_{k/k-1} \mathbf{A}^T + \mathbf{G} \mathbf{Q} \mathbf{G}^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T \\ &+ \mathbf{A} \mathbf{E} \tilde{\mathbf{x}}_{k/k-1} \tilde{\mathbf{y}}_{k/k-1}^T \mathbf{K}_k^T + \mathbf{K}_k \mathbf{E} \tilde{\mathbf{y}}_{k/k-1} \tilde{\mathbf{x}}_{k/k-1}^T \mathbf{A}^T \\ &= \mathbf{A} P_{k/k-1} \mathbf{A}^T + \mathbf{G} \mathbf{Q} \mathbf{G}^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T \\ &+ \mathbf{A} P_{k/k-1} \mathbf{C}^T \mathbf{K}_k^T + \mathbf{K}_k \mathbf{C} P_{k/k-1} \mathbf{A}^T \\ &= \mathbf{A} P_{k/k-1} \mathbf{A}^T + \mathbf{G} \mathbf{Q} \mathbf{G}^T \\ &+ \mathbf{A} P_{k/k-1} \mathbf{C}^T \mathbf{Q} \mathbf{C} P_{k/k-1} \mathbf{C}^T + \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{C} P_{k/k-1} \mathbf{A}^T \end{aligned}$$

En rassemblant toutes les expressions, on trouve le **prédicteur de kalman** :

$$\hat{\mathbf{x}}_{k-1/k} = \mathbf{A} \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} + \mathbf{B} \mathbf{u}_k + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \mathbf{C} \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1}) \quad (\text{III.15})$$

$$\mathbf{Q} \mathbf{A} + \mathbf{K}_k \mathbf{C} : \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} = \mathbf{B} \mathbf{u}_k + \mathbf{K}_k \mathbf{y}_k \quad (\text{III.16})$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{0/>1} = \bar{\mathbf{x}}_0 \quad (\text{III.17})$$

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{A} P_{k/k-1} \mathbf{C}^T \mathbf{Q} \mathbf{C} P_{k/k-1} \mathbf{C}^T + \mathbf{R}_z^{-1} \quad (\text{III.18})$$

$$P_{k-1/k} = \mathbf{A} P_{k/k-1} \mathbf{A}^T + \mathbf{G} \mathbf{Q} \mathbf{G}^T$$

$$+ \mathbf{A} P_{k/k-1} \mathbf{C}^T \mathbf{Q} \mathbf{C} P_{k/k-1} \mathbf{C}^T + \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{C} P_{k/k-1} \mathbf{A}^T \quad (\text{III.19})$$

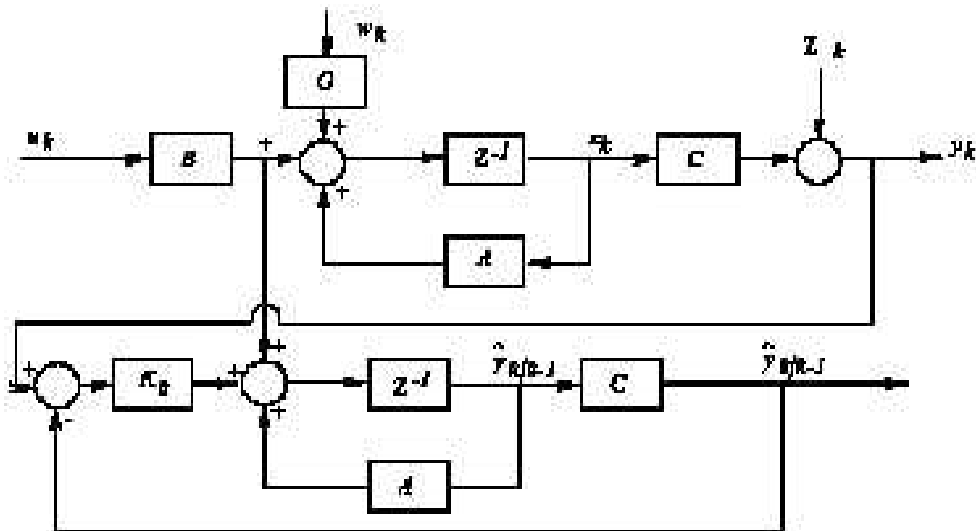


Figure III .4 : Schéma fonctionnel du prédicteur de Kalman

III .1.2.9 Calcul du filtre de Kalman :

Nous dérivons maintenant les expressions du *filtre de Kalman*, c à d. Le calcul de l'estimée $\hat{x}_{k/k} \parallel E' x_k / Z^k$. La seule différence avec l'estimée $\hat{x}_{k/k>1}$ est que $\hat{x}_{k/k}$ utilise la dernière mesure y_k . Par le Lemme d'orthogonalité, on a :

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k/k} \parallel E' x_k / Z^k &= \parallel E' x_k / \tilde{Y}^{k>1}, U^k, \tilde{y}_{k/k>1} \parallel \\ \parallel E' x_k / \tilde{Y}^{k>1}, U^k &\perp E' x_k \tilde{y}_{k/k>1}^T C^{>1} \tilde{y}_{k/k>1} \\ \hat{x}_{k/k>1} &\perp K_k^f \tilde{y}_{k/k>1} \end{aligned}$$

- Le gain du filtre de kalman :

K_k^f est le gain du filtre de Kalman. On calcule maintenant ce gain. Puisque $\tilde{y}_{k/k>1}$ est orthogonal aux données $\{u_j, y_j, j \in \{1, \dots, k-1\}\}$ et donc aussi à la combinaison linéaire $\hat{x}_{k/k>1}$ de ces données, on a :

$$K_k^f = E' x_k \tilde{y}_{k/k>1}^T C_{\tilde{y}_{k/k>1}}^{-1} \quad (III.20)$$

$$E' (x_k - \hat{x}_{k/k>1}) \tilde{y}_{k/k>1}^T C_{\tilde{y}_{k/k>1}}^{-1}$$

$$= P_{k/k>1} C^T C_{\tilde{y}_{k/k>1}}^{-1}$$

.....

$$K_k^f = P_{k/k>1} C^T R_z^{-1} C_{\tilde{y}_{k/k>1}}^{-1} \quad (III.21)$$

On remarque que le gain K_k du prédicteur et le gain du filtre sont liés par :

$$K_k = A K_k^f$$

De même les estimées prédites et filtrées de l'état sont liées par :

$$\hat{x}_{k-1/k} = A \hat{x}_{k/k} + B u_k$$

$$\hat{x}_{k/k} = A \hat{x}_{k/k>1} + B u_k + K_k \tilde{y}_{k/k>1}$$

Enfin nous calculons la matrice de covariance $P_{k/k}$ de l'erreur de filtrage.

$\tilde{x}_{k/k} = x_k - \hat{x}_{k/k}$. Observons que :

$$x_k - \hat{x}_{k/k} = x_k - \hat{x}_{k/k>1} - K_k^f \tilde{y}_{k/k>1}$$

Dés lors

$$P_{k/k} = E' (x_k - \hat{x}_{k/k}) (x_k - \hat{x}_{k/k})^T$$

$$= E' (x_k - \hat{x}_{k/k>1} - K_k^f \tilde{y}_{k/k>1}) (x_k - \hat{x}_{k/k>1} - K_k^f \tilde{y}_{k/k>1})^T$$

$$= E' (x_k - \hat{x}_{k/k>1}) (x_k - \hat{x}_{k/k>1})^T - K_k^f C_{\tilde{y}_{k/k>1}}^{-1} K_k^f$$

$$= P_{k/k>1} - K_k^f C_{\tilde{y}_{k/k>1}}^{-1} K_k^f$$

$$P_{k/k>1} = P_{k/k>1} C^T R_z^{-1} C_{\tilde{y}_{k/k>1}}^{-1} P_{k/k>1} \quad (III.22)$$

Puisque le deuxième terme de (III.22) est symétrique et non négatif défini, on remarque que $P_{k/k} \geq P_{k/k>1}$. Ceci est normal puisque la prise en compte de l'observation y_k pour le calcul de $\hat{x}_{k/k}$ ne peut que réduire l'incertitude de $\hat{x}_{k/k}$ par rapport à celle de $\hat{x}_{k/k>1}$.

En rassemblant toutes les équations on a donc **le filtre de Kalman** :

$$\hat{x}_{k/k} \sim N(\hat{x}_{k/k>1} + K_k^f \tilde{y}_{k/k>1})$$

Où $\hat{x}_{k/k>1}$ est calculée de manière récursive par (III.15) - (III.19), et où

$$K_k^f = P_{k/k>1} C^T (C P_{k/k>1} C^T + R_z)^{-1}$$

La covariance de l'erreur de filtrage est donnée par

$$P_{k/k} = P_{k/k>1} - P_{k/k>1} C^T (C P_{k/k>1} C^T + R_z)^{-1} C P_{k/k>1}$$

III .2 Réseau de neurone

III .2.1 Introduction

Les réseaux de neurones formels ont été développés dans les années 80 pour résoudre des problèmes d'ingénierie: estimation, approximation des fonctions, prédiction, élimination d'échos, égalisation des canaux, etc.

Les réseaux de neurones sont des modèles mathématiques et informatiques, des assemblages d'unités de calcul appelés neurones formels, et dont l'inspiration originelle était le fonctionnement cérébral de l'être humain.

III .2.2 Le neurone biologique

Les neurones sont des cellules nerveuses aux sains du cerveau. Elles sont composées de :

➤ **Corps :(Soma)**

Où se déroulent toutes les activités vitales de la cellule, par ailleurs c'est la où se trouve le noyau.

➤ **Axone et Dendrite :**

Organes spécialisés dans la communication avec les autres cellules (neurones).

➤ **Synapse :**

➤ C'est une jonction entre les terminaisons axonales et les autres cellules.

➤ C'est une jonction entre les terminaisons axonales et les autres cellules.

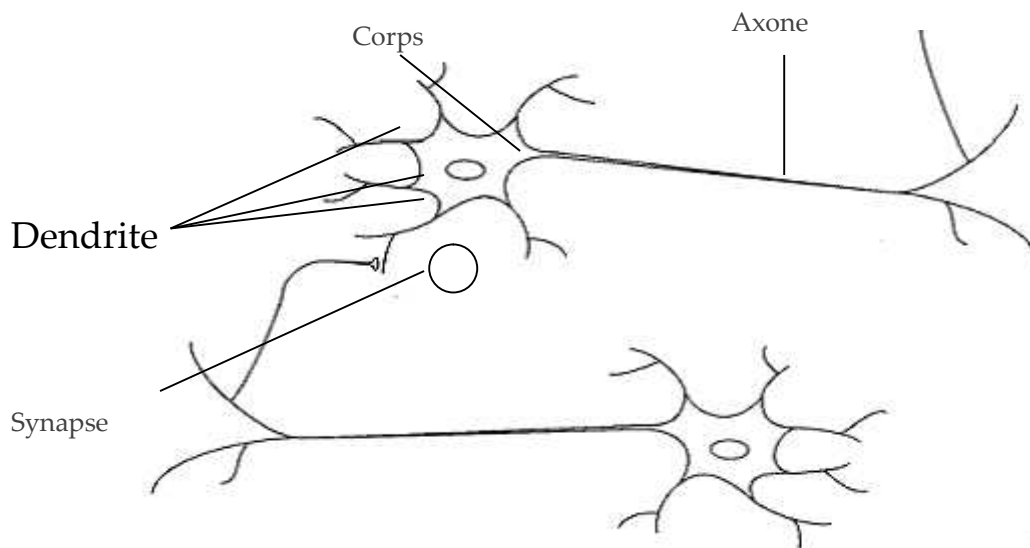


Figure III .5 Neurone biologique

III.2.3. Modélisation du problème

C'est à partir de l'hypothèse que le comportement intelligent émerge de la structure et du comportement des éléments de base du cerveau que les réseaux de neurones artificiels se sont développés. Les réseaux de neurones artificiels sont des modèles, à ce titre ils peuvent être décrits par leurs composants, leurs variables descriptives et les interactions des composants.

III .2.4. Neurone formel

Chaque neurone artificiel est un processeur élémentaire. Il reçoit un nombre variable d'entrées en provenance de neurones amont.

A chacune de ces entrées est associé un poids w , abréviation de weight (poids en anglais) représentatif de la force de la connexion. Chaque processeur élémentaire est doté d'une sortie unique, qui se ramifie ensuite pour alimenter un nombre variable de neurones aval. A chaque connexion est associé un poids.

“Un neurone formel fait une somme pondérée des potentiels d’actions qui lui proviennent des autres neurones, puis s’active suivant la valeur de cette sommation pondérée. Si cette sommation dépasse un certain seuil, le neurone est activé et transmet une réponse dont la valeur est celle de son activation. Si le neurone n’est pas activé, il ne transmet rien.”

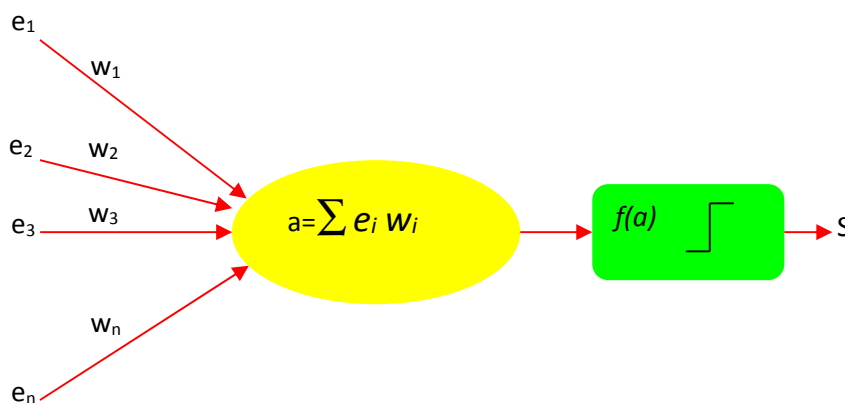


Figure III.6 Neurone formel

III .2.5.Fonction d'activation

Il est clair que la fonction d'activation joue un rôle très important dans le comportement du neurone. Elle retourne une valeur représentative de l'activation du neurone, cette fonction a comme paramètre la somme pondérée des entrées ainsi que le seuil d'activation.

La nature de cette fonction diffère selon le réseau. On en compte divers types, parmi elles :

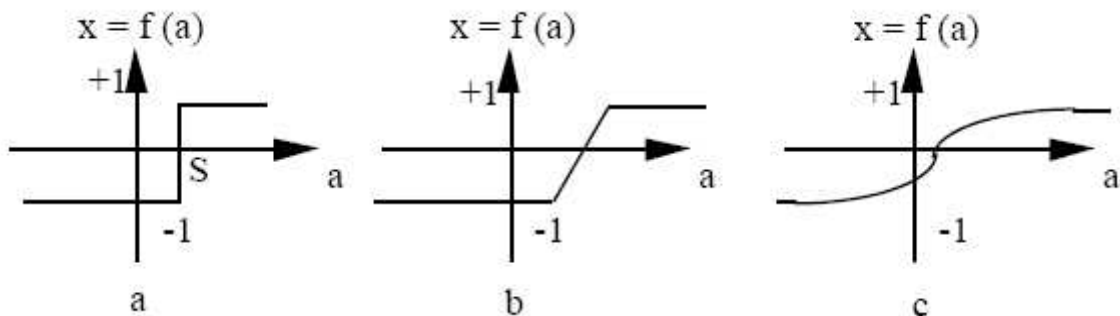


Figure III.7 Différents types de fonctions de transfert pour le neurone artificiel,

a : fonction à seuil (S , la valeur du seuil), b : linéaire par morceaux, c : sigmoïde.

III .2.6.Les réseaux de neurones formels :

Nous pouvons dire qu'un réseau de neurones peut être défini comme un graphe orienté et pondéré.

Les neurones étant les nœuds, qui seront connectés par des liens appelés liens synaptiques ou synapses.

Ces liens synaptiques sont pondérés par des poids judicieusement choisis.

La propagation de l'activation à travers les liens synaptiques des neurones en aval vont influencer les autres neurones en amont, cette activation sera pondérée par le lien qu'elle prendra ainsi on appellera poids synaptique le poids de chaque liaison synaptique.

Ils sont décrits par la matrice des poids synaptiques :

$$\begin{pmatrix} W_{11} & W_{12} & \dots & W_{1m} \\ W_{21} & W_{22} & \dots & W_{2m} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & W_{ij} & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ W_{n1} & W_{n2} & \dots & W_{nm} \end{pmatrix}$$

W_{ij} : poids de la liaison du neurone "j" vers le neurone "i".

L'activation totale du réseau est décrite par un vecteur d'activation :

$A = (a_1, a_2, \dots, a_n)$ a_i : activation du neurone "i" $i=1,2,3,\dots,n$.

III .2.7 L'architecture d'un réseau de neurone

On peut classer les RNA en deux grandes catégories:

a) Les réseaux non bouclés

Un réseau de neurone non bouclé, si son graphe ne possède pas de cycle .Dans tel réseau, l'information circule de l'entrée vers la sortie sans aucun retour. Un réseau de neurone non bouclé est dit acyclique .Citons l'exemple du réseau multicouche.

b) Les réseaux bouclés

Un réseau est bouclé, si son graphe possède au moins un cycle. Le réseau bouclé fait ramener une ou plusieurs valeurs à l'entrée. Ce sont des réseaux dans lesquels il y a retour en arrière de l'information.

III .2.8. Model de réseau de neurones :

Dans ce paragraphe nous allons présentés les deux principaux réseaux de neurones qui sont à la base de tous les autres réseaux.

▪ Le perceptron

L'architecture générale d'un perceptron comme décrit la figure comprend trois éléments principaux :

1. rétine : composée de plusieurs cellules qui jouent le rôle d'un intermédiaire entre l'environnement et le réseau.
2. Une couche d'association : composée de cellules associatives qui sont connectées totalement ou de façon aléatoire aux cellules de la Rétine. La sortie d'une cellule La d'association est transmise à la cellule de décision après avoir été pondéré par le coefficient ajustable W .
3. Une couche de décision : composée de n cellules, chacune d'elles est considérée comme un automate à seuil de fonction de transfert qui délivre la sortie O_j .

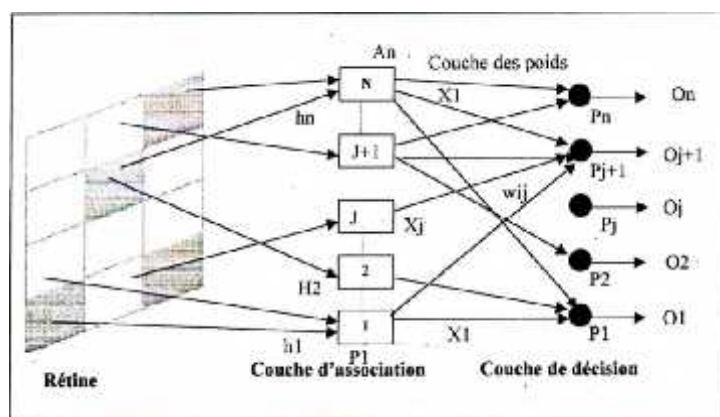


Figure III.8 : Schéma d'un perceptron.

Le perceptron est un réseau de neurones très simple, il est proposé pour la première fois par Rosembat et son équipe [1]. Il est efficace, tant qu'il existe bien choix de poids tel que le réseau répond correctement à toutes ces données. Cependant, quand il n'existe pas une telle

solution, cette procédure ne se comporte pas très bien.

▪ **L'Adaline**

La structure du modèle Adaline (ADAPtative LInear NEuron) diffère du perceptron comme décrit la Figure (III.9) par l'utilisation d'une seule cellule d'association.

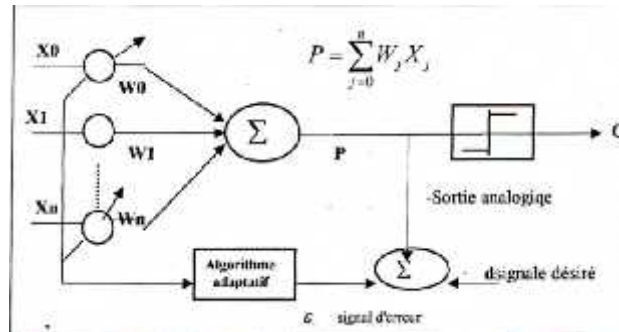


Figure III.9 Schémas de principe d'Adaline

X_1, X_2, \dots, X_n , : le vecteur 'entrée.

W_j - le poids synaptique du neurone j

F : la fonction d'activation du neurone j .

O_j : la sortie du neurone j

p_j : la sortie désirée du neurone j .

Le plus souvent, les entrées sont binaires, et la réponse souhaitée est également binaire. L'Adaline, est le seul réseau de neurones artificiels utilisé massivement dans l'industrie. Ce circuit est en effet utilisé dans les télécommunications pour améliorer le signal sur bruit, en prenant en compte la validation de l'impédance des différentes lignes téléphoniques.

III .2.9. Apprentissage d'un Réseau de Neurones Artificiels :

III .2.9.1 Définition :

L'apprentissage est une phase du développement d'un réseau de neurones durant laquelle le comportement du réseau est modifié jusqu'à l'obtention du comportement désiré. L'apprentissage neuronal fait appel à des exemples de comportement.

Dans les algorithmes actuels, les variables modifiées pendant l'apprentissage sont les poids des connexions.

III .2.9.2 Types d'apprentissage :

Les techniques d'apprentissage sont connexionnistes se répartissent en trois grandes familles

a) **Apprentissage non supervisé** : consiste à présenter des exemples en entrée, et en laisse le

réseau s'auto-organiser uniquement à la moyenne de lois locales qui régissent l'évolution de synapses (Kohonen, fukushima).

b) Apprentissage semi-supervisé : suppose qu'un comportement de référence précis n'est pas disponible, mais qu'en revanche, il est possible d'obtenir des indications qualitatives (exp: correct/incorrect) sur les performances du réseau.

c) Apprentissage supervisé : au contraire, il dispose d'un comportement de référence vers lequel il tente de faire converger le réseau, ce type est souvent employé.

III .2.9.3 Protocoles d'apprentissages

Presque la totalité des réseaux de neurones ont en commun un même protocole d'apprentissage celui-ci comporte quatre étapes :

- ✓ **Etape 1** : Initialisation des poids synaptiques avec des petites valeurs aléatoires.
- ✓ **Etape 2** : Présentation du patron d'entrée et propagation de l'activation des neurones.
- ✓ **Etape 3** : Calcul de l'erreur qui dépend de la différence entre l'activation des neurones et le patron de référence
- ✓ **Etape 4** : Calcul du vecteur de correction à partir des valeurs des erreurs avec lequel on effectue la correction des poids synaptiques.

Les étapes 2-3-4 sont répétées jusqu'à la fin de l'apprentissage.

Dans cet apprentissage nous supposons que chaque patron d'entrée lui est associée une sortie désirée.

Ainsi pour chaque propagation des activations lors de la présentation de l'entrée une sortie sera générée. Celle-ci sera comparée à la sortie attendue par la suite.

Cette comparaison déterminera l'erreur du réseau pour chaque entrée (patron).

$D(t) = (d_{i1}, d_{i2}, \dots, d_{is})$ $i_k \in S$: valeurs des sorties désirées.

$A(t) = (a_{i1}, a_{i2}, \dots, a_{is})$ $i_k \in S$: valeurs des sorties obtenues.

$E(t) = (e_{i1}, e_{i2}, \dots, e_{is})$ $i_k \in S$: erreur du réseau.

$e_{ik} = f_E(a_{ik}, d_{ik})$ $i_k \in S$

f_E : c'est la fonction d'erreur qui fait la comparaison (supervision).

Il est évident que si l'on veut obtenir un comportement adéquat du réseau il faut minimisée l'erreur du réseau. Cela sera fait par approximation successive, tout en modifiant les valeurs des poids synaptiques du réseau.

Ainsi nous avons :

$$\Delta W = f_w(W,E,\eta). \text{ : Correction des poids.}$$

ΔW est fonction des poids W_{ij} , de l'erreur E ainsi que d'un paramètre η appelé pas d'apprentissage.

III .2.10. Le Perceptron multicouche

III .2.10.1 Introduction

Le modèle choisi dans notre application est le Multilayers perceptron, son apprentissage se fera de manière supervisée par l'algorithme de backpropagation. Nous présentons dans ce paragraphe comment se fait l'adaptation des poids synaptiques dans un réseau multicouches par l'algorithme de backpropagation.

III .2.10.2 Le Perceptron multicouche

Un réseau de neurone multicouche, appelé aussi perceptron multicouche est formé d'un ensemble qui est logiquement arrangé en deux ou plusieurs couches. Il y a une couche d'entrée et une couche de sortie, contenant chacune au moins un neurone.

Les neurones de la couche d'entrée ne font aucune opération sur les entrées, ils ne sont là que pour présenter ces derniers .Souvent entre la couche d'entrée et la couche de sortie il y a une ou plusieurs couches cachées.

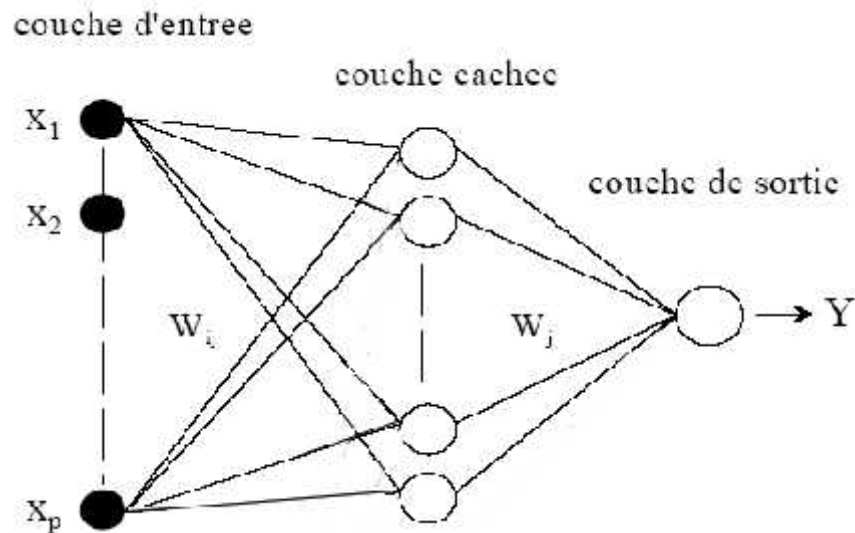


Figure III.10 Architecture d'un PMC à une couche cachée.

Le perceptron multicouche est sans doute le plus simple et le plus connu des réseaux de neurones.

III .2.10.3 La règle d'apprentissage du Perceptron

L'algorithme d'apprentissage du Perceptron modifie les poids pour adapter la Réponse obtenue à la réponse désirée, il s'agit de :

- 1/ Initialisation des poids et du seuil S à des valeurs (petites) choisies au hasard.
- 2/ Présentation d'une entrée $E_i = (e_1, \dots, e_n)$ de la base d'apprentissage.
- 3/ Calcul de la sortie obtenue x pour cette entrée :

$$a = \sum (w_i \cdot e_i) - S$$

$$x = \text{signe}(a) \text{ (si } a > 0 \text{ alors } x = +1 \text{ sinon } a = 0 \text{ alors } x = -1 \text{)}$$

- 4/ Si la sortie x du Perceptron est différente de la sortie désirée d_i pour cet exemple d'entrée E_i alors modification des poids (μ le pas de modification) :

$$w_i(t+1) = w_i(t) + \mu \cdot ((d_i - x) \cdot e_i)$$

Rappel : $dl = +1$ si E est de la classe 1, $dl = -1$ si E est de la classe 2 et $(dl - x)$ est une estimation de l'erreur.

5/ Tant que tous les exemples de la base d'apprentissage ne sont pas traités correctement (i.e. modification des poids), retour à l'étape 2.

III .2.10.4 Rétro-propagation du gradient de l'erreur

Un des points important dans la conception d'une application à base de réseaux de neurones concerne la méthode d'apprentissage. Celle-ci doit idéalement nous permettre de converger rapidement vers le minimum global de la fonction de coût choisie. Cependant les méthodes permettant de trouver le minimum global d'une fonction sont en général très lentes en considérant le nombre de paramètres que nous devons prendre en compte.

L'algorithme d'apprentissage par rétro-propagation du gradient de l'erreur est un algorithme itératif qui a pour objectif de trouver le poids des connexions minimisant l'erreur quadratique moyenne commise par le réseau sur l'ensemble d'apprentissage. Cette minimisation par une méthode du gradient conduit à l'algorithme d'apprentissage de rétro-propagation

Pour cela il utilise le concept de dérivées partielles et calcule le gradient de la fonction de coût qui fournit une indication sur la direction et l'amplitude du changement à effectuer sur les poids w pour minimiser C

La modification des poids suivra donc une loi du type :

$$\Delta w = -y \frac{\partial C}{\partial w}$$

La complexité de cet algorithme est donc fonction du nombre de paramètres (poids) à traiter et augmente très vite avec la taille du réseau neuronal.

III.3.Conclusion

L'algorithme de rétro propagation du gradient, est un outil performant et simple à établir. Mais les études pratiques ont montré que son application nécessite un temps d'apprentissage relativement long de quelque minute à quelques heures suivant la complexité et le nombre d'exemple à apprendre, c'est pourquoi il est nécessaire d'optimiser la base d'apprentissage pour obtenir une généralisation valide dans un temps raisonnable.

Chapitre IV : Application du Filtre de Kalman et réseau Neurone

On va simuler notre travail avec les algorithmes suivants en utilisant le Matlab :

IV.1.filtre Kalman

IV.1.1.Le système linéaire :

Pour pouvoir utiliser un filtre de Kalman dans le but d'enlever les bruits d'un signal, le processus qu'on mesure doit être décrit par un système linéaire.

Plusieurs processus physiques tels qu'un véhicule circulant le long d'une route, un satellite tournant autour de la terre ou un signal radiofréquence, peuvent être considérés comme des systèmes linéaires. Un système linéaire est simplement un processus qui peut être décrit par les deux équations suivantes :

$$\text{Équation d'état : } \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A} \mathbf{x}_k + \mathbf{B} \mathbf{u}_k + \mathbf{G} \mathbf{w}_k \quad (\text{VI-1})$$

$$\text{Équation de prédicteur : } \mathbf{y}_k = \mathbf{C} \mathbf{x}_k + \mathbf{z}_k \quad (\text{VI-2})$$

Dans ces équations \mathbf{A} , \mathbf{B} et \mathbf{C} sont des matrices; k est l'index de temps; \mathbf{x} est appelé l'état du système; \mathbf{u} est l'entrée connue au système; \mathbf{y} est la production mesurée; et \mathbf{w} et \mathbf{z} sont le bruit. La variable \mathbf{w} est appelée le bruit du processus et \mathbf{z} est appelé le bruit de mesure. Chacune de ces quantités sont des vecteurs.

Le vecteur \mathbf{x} contient toute l'information de l'état présent du système, mais nous ne pouvons pas mesurer \mathbf{x} directement. Au lieu de cela nous mesurons \mathbf{y} , qui est une fonction de \mathbf{x} , corrompu par le bruit \mathbf{z} . Nous pouvons utiliser \mathbf{y} pour obtenir une évaluation de \mathbf{x} , mais nous ne pouvons pas nécessairement prendre l'information de \mathbf{y} à la valeur nominale parce qu'il est corrompu par le bruit.

Par exemple, dans le cas d'un véhicule, l'état est constitué de la position du véhicule \mathbf{p} et de sa vitesse \mathbf{v} . L'entrée \mathbf{u} est l'accélération commandée et la sortie \mathbf{y} est la position mesurée. Disons que nous soyons capables de faire varier l'accélération et mesurer la position chaque T secondes. Dans ce cas, d'après les lois élémentaires de la physique, la vitesse \mathbf{v} sera régie par l'équation suivante :

$$\mathbf{v}_{k+1} = \mathbf{T} \mathbf{v}_k + \mathbf{u}_k$$

Mais l'équation précédente ne donne pas de valeur précise pour \mathbf{v}_{k+1} . Au lieu de cela, la vitesse sera perturbée par le bruit en raison des rafales de vent, nid de poules, dos d'ânes. Le bruit de vitesse est une variable aléatoire qui change avec le temps. Ainsi l'équation pour \mathbf{v} serait :

$$\mathbf{v}_{k+1} = \mathbf{T} \mathbf{v}_k + \mathbf{u}_k + \tilde{\mathbf{v}}_k$$

Où $\tilde{\mathbf{v}}_k$ est le bruit de vitesse. Une équation semblable peut être tirée pour le position \mathbf{P} :

$$\mathbf{p}_{k < 1} \sim \mathbf{p}_k < T\mathbf{v}_k < \frac{1}{2}T^2\mathbf{u}_k < \tilde{\mathbf{p}}_k \quad (\text{VI.3})$$

Où $\tilde{\mathbf{p}}_k$ est le bruit de position. Maintenant nous pouvons définir un vecteur d'état \mathbf{x} qui consiste de position et vitesse :

$$\mathbf{x}_k \sim \begin{pmatrix} \mathbf{p}_k \\ \mathbf{v}_k \end{pmatrix}$$

Finalement, sachant que la sortie mesurée est égale à la position, nous pouvons écrire les équations du système linéaires comme suit :

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{k < 1} \sim \begin{pmatrix} \mathbf{I} & \mathbf{T} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I} \end{pmatrix} \mathbf{x}_k < \begin{pmatrix} T^2 / 2 \\ T \end{pmatrix} \mathbf{u}_k < \mathbf{w}_k \\ \mathbf{y}_k \sim \begin{pmatrix} \mathbf{I} & \mathbf{0} \end{pmatrix} \mathbf{x}_k < \mathbf{z}_k \end{aligned}$$

\mathbf{z}_k est le bruit de mesure due à des erreurs d'instrumentation. Si nous voulons contrôler le véhicule avec une sorte de système de contre réactions, nous avons besoin une estimation précise de la position \mathbf{P} et la vitesse \mathbf{v} . Autrement dit, nous devons estimer l'état \mathbf{x} . C'est là est où filtre de Kalman est applicable.

IV.1.2. Théorie du filtre de Kalman algorithmme :

Supposons que nous ayons un modèle de système linéaire comme décrit précédemment. Nous voulons utiliser les mesures disponibles \mathbf{y} pour estimer l'état du système \mathbf{x} . Nous savons comment le système se comporte selon l'équation d'état et nous avons des mesures de la position. Comment déterminer la meilleure évaluation de l'état \mathbf{x} ? Nous voulons un estimateur qui donne une évaluation précise du vrai état, bien que nous ne puissions pas directement mesurer cela. Quels sont les critères que doit satisfaire cet estimateur? Deux exigences évidentes : d'abord, nous voulons que la valeur moyenne de notre évaluation d'état soit égale à la valeur moyenne du vrai état. C'est-à-dire nous ne voulons pas que notre évaluation soit biaisée d'une façon ou d'une autre. Mathématiquement, nous dirions que la valeur attendue de l'évaluation doit être égale à la valeur attendue de l'état.

Deuxièmement, nous voulons une évaluation d'état qui diffère très peu du vrai état. C'est-à-dire non seulement nous voulons la moyenne de l'évaluation d'état être égal à la moyenne du vrai état, mais nous voulons aussi un estimateur qui aboutit à la plus petite erreur possible d'estimation. Mathématiquement, nous dirions que nous voulons trouver l'estimateur avec l'erreur la plus petite possible. La solution du filtre Kalman ne s'applique pas à moins que nous puissions donner satisfaction certaines suppositions du bruit qui affecte notre système. Nous devons avoir en mémoire que dans notre modèle de système \mathbf{w} est le bruit du processus et \mathbf{z} est le bruit de mesure. Nous devons supposer les valeurs moyennes de \mathbf{w} et \mathbf{z} sont nulles. Nous devons plus également supposer que \mathbf{w} et \mathbf{z} ne sont pas corrélés. C'est-à-dire à chaque

instant k , w_k et z_k sont des variables aléatoires indépendantes. Alors les Matrices de covariance de bruit R_w et R_z sont défini comme :

Covariance du bruit de processus : $R_w = E(w_k w_k^T)$

Covariance de bruit de mesure: $R_z = E(z_k z_k^T)$

Où le poids w^T et z^T indiquent les transposés des vecteurs de bruit aléatoires w et z , et $E(\cdot)$ signifie l'espérance. Maintenant nous devons examiner les équations du filtre de Kalman. Il y a plusieurs façons équivalentes d'exprimer les équations. Les formulations donnent comme suit :

$$K_k^f \approx P_{k/k-1} C^T (C P_{k/k-1} C^T + R_z)^{-1}$$

$$\hat{x}_{k/k} \approx \hat{x}_{k/k-1} + K_k^f (y_{k/k} - C \hat{x}_{k/k-1})$$

$$P_{k/k} \approx A P_{k/k-1} A^T - A P_{k/k-1} C^T (C P_{k/k-1} C^T + R_z)^{-1} C P_{k/k-1} A^T + R_w$$

C'est le filtre Kalman. Il consiste en trois équations, chacune impliquant des manipulations matricielles. La matrice K_k^f est appelée le gain de Kalman et la matrice $P_{k/k}$ est appelée l'estimation d'erreur de la covariance.

L'évaluation estimée d'équation (\hat{x}) est assez intuitif. Le premier terme utilisé pour l'évaluation estimée d'état à l'instant k/k est A fois l'évaluation d'état à l'instant $k/k-1$, plus B fois l'entrée connue à l'instant $k/k-1$. Ce serait l'estimation d'état si nous n'avons pas de mesure. En d'autres mots, l'estimation d'état se propagerait dans le temps comme le vecteur d'état dans le modèle du système. Le deuxième terme dans l'équation de \hat{x} est appelé le terme de correction et représente la quantité par laquelle on doit corriger l'estimation de l'état propagé en raison de notre mesure.

Inspection des équations de K_k^f montre que si le bruit de mesure est grand, R_z sera grand, donc K_k^f sera petit et nous ne donnerons pas beaucoup de crédibilité à la mesure y en calculant le \hat{x} suivant. D'autre part, si le bruit de mesure est petit, R_z sera petit, ainsi K_k^f sera grand et nous donnerons beaucoup de crédibilité à la mesure en calculant le \hat{x} suivant.

Figure IV.1 : montre la position vraie du véhicule, la position mesurée, et la position estimée. Deux courbes lisses sont la vraie position et la position estimée et sont trop proches qu'il est difficile de distinguer l'une de l'autre. La courbe bruitée est la position mesurée.

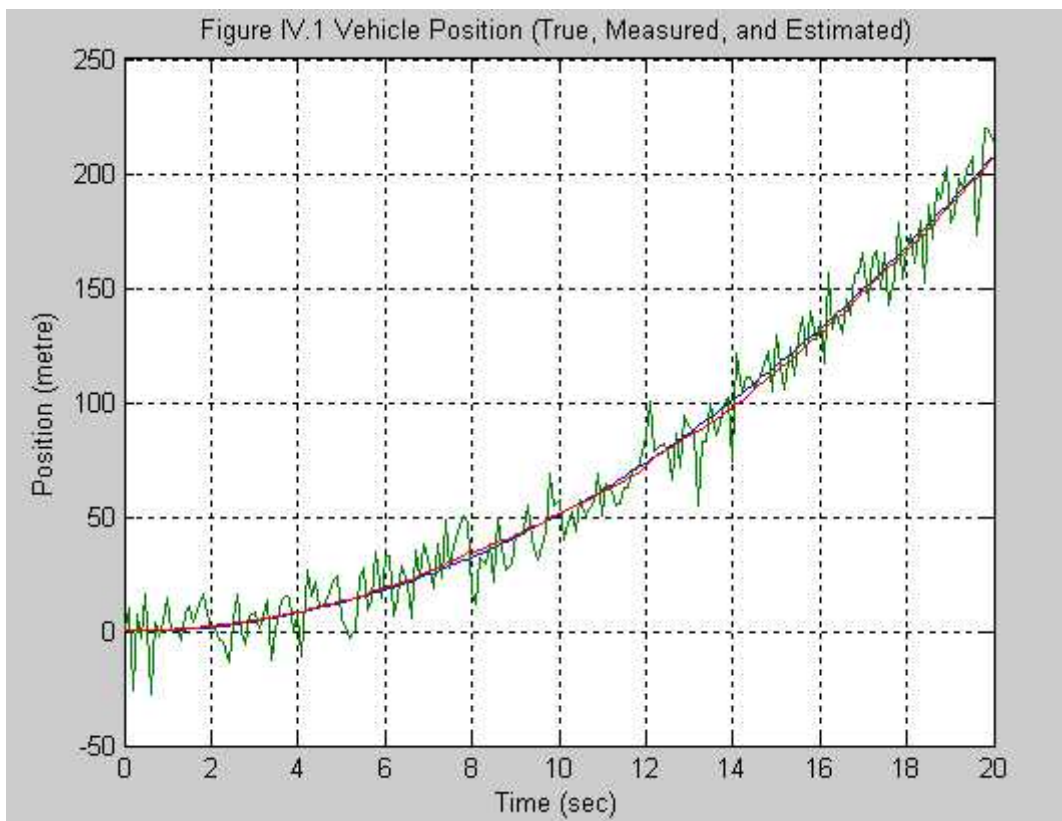


Figure IV.1

Figure IV. 2 : montre l'erreur entre la position vraie et la position mesurée et l'erreur entre la position vraie et la position estimée du filtre de Kalman. La mesure de l'erreur a un écart-type de 10 mètres, avec pointes occasionnelles jusqu'à 30 mètres. L'erreur de la position estimée reste aux environs de deux mètres.

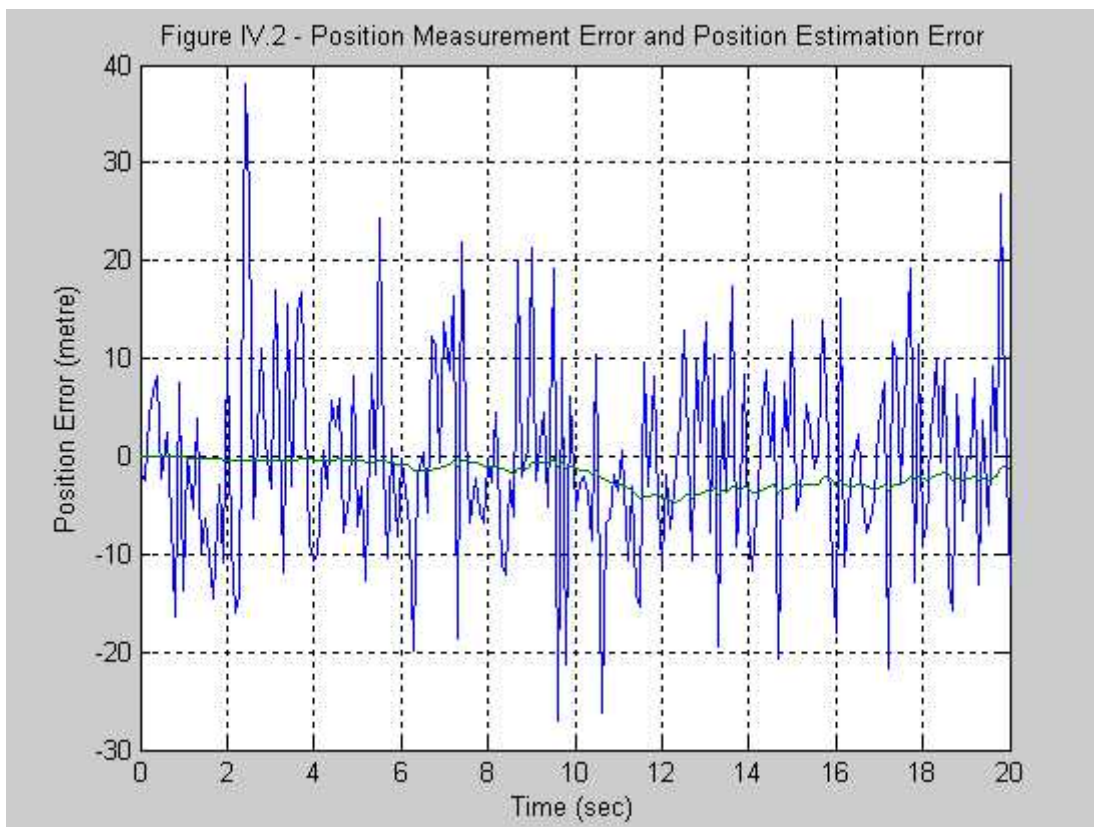


Figure IV.2

Figure IV. 3 : montre un gain que nous obtenons du filtre de Kalman. Puisque la vitesse du véhicule fait partie de l'état x , nous obtenons une estimation de la vitesse avec celle de la position.

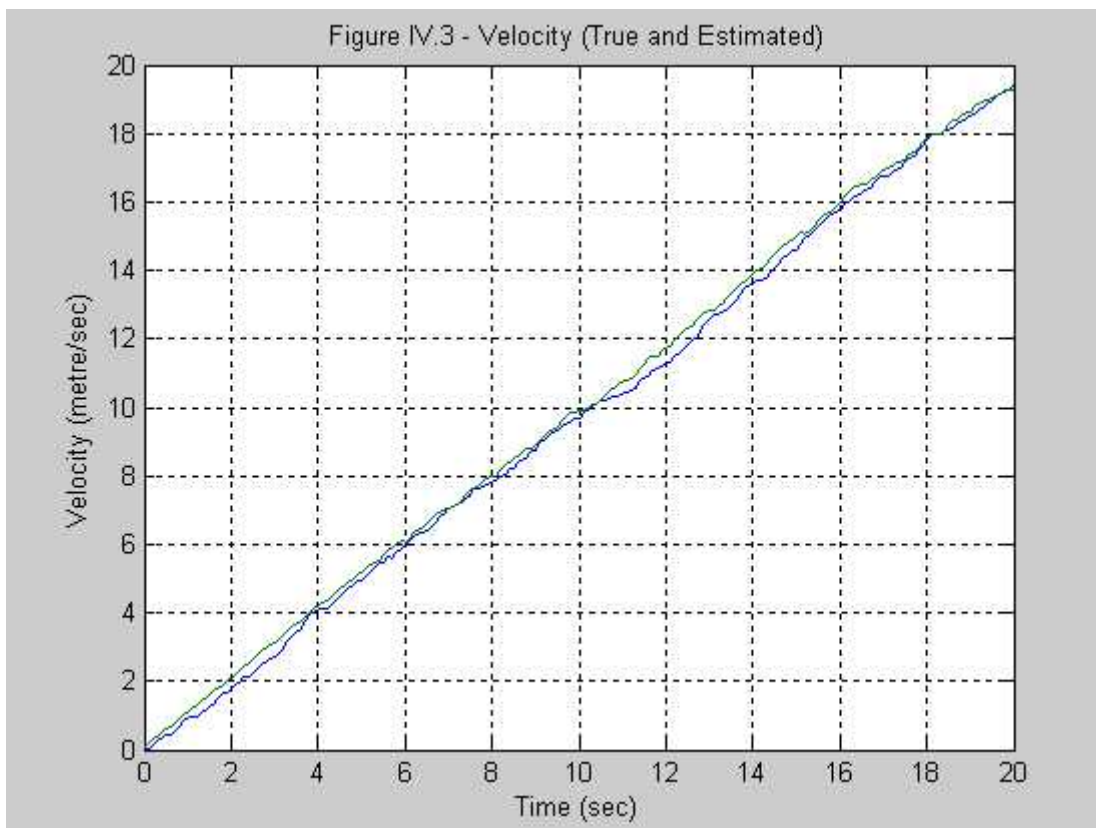


Figure IV. 3

Figure IV.4 : montre l'erreur entre la vitesse vraie et la vitesse estimée du filtre Kalman.

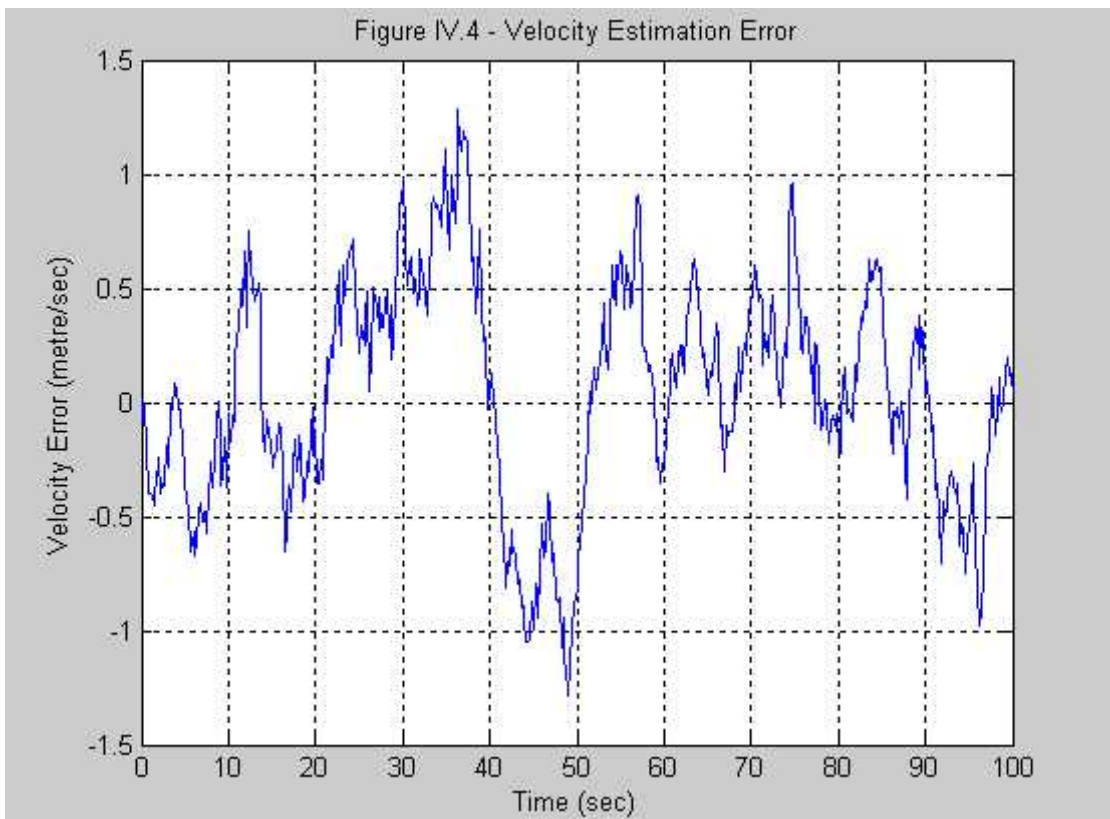


Figure IV.4

IV.2. Le réseau Neurone :

Algorithme :

L'algorithme se décompose donc en quatre phases :

- Propagation d'un vecteur d'entrée e . On obtient pour chaque neurones i de

La couche de sortie :

$$x_i^t = S(\text{sum}_i^t) = S \sum_{j=0}^n (w_{ij}^t x_j^t - \Gamma_i)$$

Avec sum_i^t l'activité présente à l'entrée du neurone i pour l'exemple t , w_{ij}^t le poids de la connexion reliant le neurone i au neurone j pour l'exemple d'apprentissage t ($t \in A$).

- Calcul de l'erreur en sortie en présentant les sorties désirées d_i^t associées à x_i^t ;
- Rétro-propagation de l'erreur

On note le gradient :

$$G_i^t = \frac{\partial C}{\partial w_{ij}^t}$$

On a vu plus haut que

$$\Delta w = -y \frac{\partial C}{\partial w}$$

Or

$$G_i^t = \frac{\partial C}{\partial x_i^t} \frac{\partial x_i^t}{\partial w_{ij}^t}$$

avec

$$\frac{\partial x_i^t}{\partial w_{ij}^t} = S'(\text{sum}_i^t) x_j^t$$

On pose le terme d'erreur :

$$x_i^t = -\frac{\partial C}{\partial x_i^t}$$

Finalement :

$$\Delta w = y x_i^t S'(\text{sum}_i^t) x_j^t$$

Ceci est la forme générale de la correction d'erreur à effectuer quelque soit la couche. Cependant le terme d'erreur varie selon que nous soyons sur la dernière couche ou sur une des couches cachées. Ce terme d'erreur δ_i^t peut être obtenu récursivement par rétro-propagation.

- Dernière couche Pour le rétro-propagation de l'erreur la valeur initiale de l'erreur peut être obtenue ainsi :

$$\delta_i^t = - \frac{\partial C}{\partial x_i^t} = d_i^t - x_i^t$$

- Puis récursivement (pour les couches cachées)

$$\delta_i^t = - \frac{\partial C}{\partial x_i^t}$$

soit

$$\delta_i^t = \sum_{j=1}^{N_{t+1}} \frac{\partial C}{\partial \text{sum}_j^t} \frac{\partial \text{sum}_j^t}{\partial x_i^t}$$

or

$$\frac{\partial C}{\partial \text{sum}_j^t} = \frac{\partial C}{\partial x_j^t} \frac{\partial x_j^t}{\partial \text{sum}_j^t} = -x_j^t S'(\text{sum}_j^t)$$

Finalement

$$\delta_i^t = \sum_{j=1}^{N_{t+1}} \delta_j^{t+1} S'(\text{sum}_j^t) w_{ji}^t$$

- Correction des poids

$$w_{ij} = w_{ij} + \delta_i^t x_j^t$$

Figure IV.5: représente la position estimée avec filtre Kalman et la position estimée avec un réseau neurone. Deux courbes sont proches avec une différence qui ne dépasse pas 7 mètres avec un bruit de 10 mètres

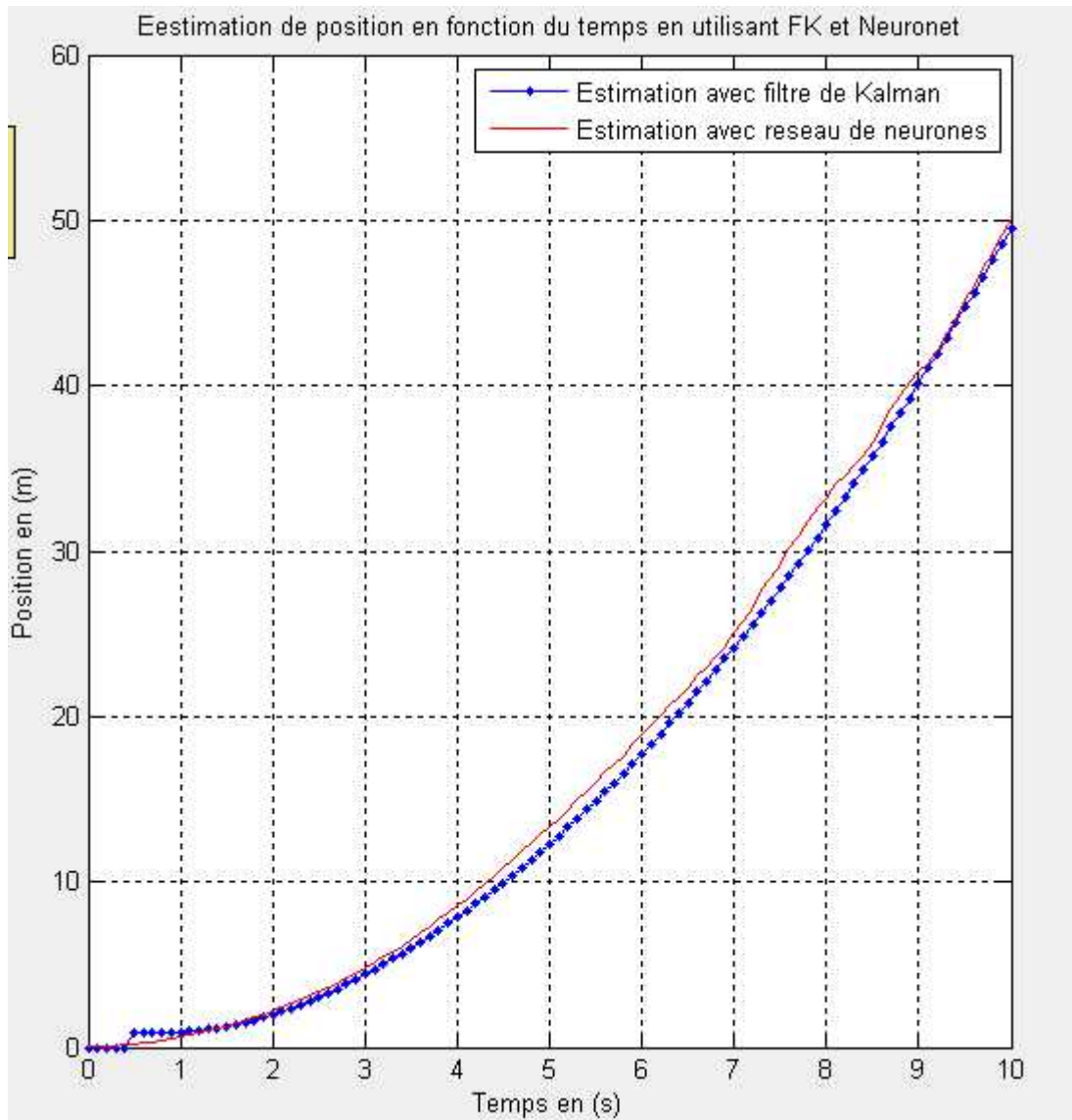


Figure IV.5

Figure IV.6 :représente l'erreur entre la position vraie et la position estimée .un bruit de 10 mètres , une différence qui ne dépasse pas 1 mètre

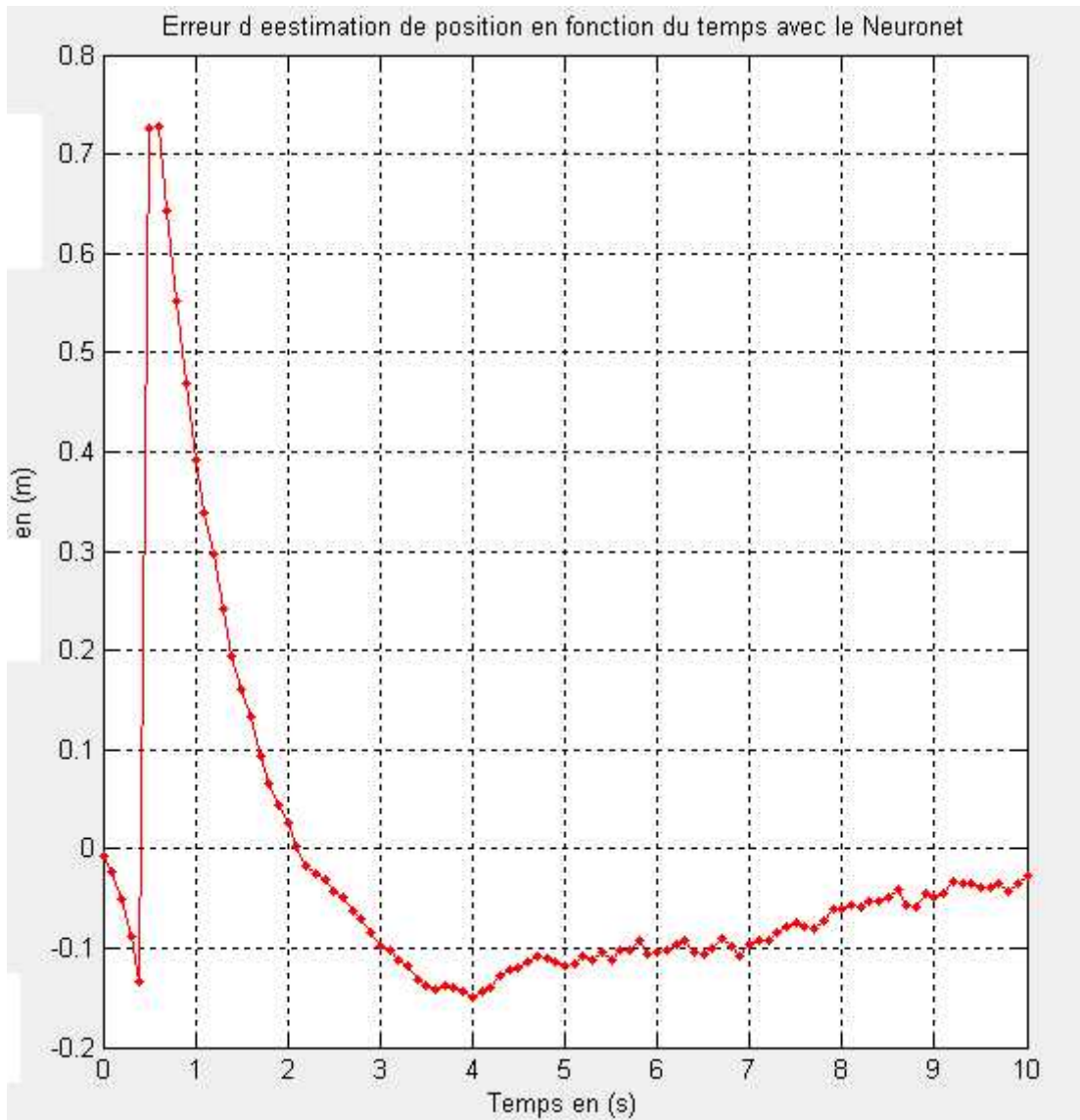


Figure IV.6

IV.3.Conclusions :

Dans ce chapitre nous avons simulé une application «le positionnement d'un objet mobile » par la technique des modèles de FK et les réseaux de neurones.

D'après les résultats obtenus à l'aide du Matlab on remarque que les résultats estimés sont très proche des résultats réelles.

Et on constate que le filtre de KALMAN nous a permis d'estimer l'état de notre cible à partir des prédictions malgré ses faiblesses dans le cas de l'augmentation de bruit.

Par contre les réseaux de neurones ont présenté des résultats meilleure ce qui prouve leur utilisation dans plusieurs domaine d'application.

On peut dire que c'est un résultat encourageant pour ce genre de problème.



Chapitre II



le système GPS



Conclusion générale

Après avoir brièvement rappelé les différents systèmes de localisation, nous avons présenté les principales caractéristiques des systèmes de localisation par satellite existants, en détaillant le principe de fonctionnement du GPS qui est aujourd'hui le système le plus largement utilisé dans le monde. La précision de ces systèmes satellitaires est en général fonction du type de service autorisé et des conditions de réception des signaux.

Nous avons plus particulièrement insisté sur le signal GPS c'est-à-dire l'étude du signal qui provient du satellite jusqu'à la réception au niveau d'un récepteur GPS. Après avoir donné l'aspect théorique sur les deux approches utilisées (KF) et (RN) pour notre problème qui est le positionnement d'une cible mobile.

Nous avons ainsi montré les différentes applications de filtre de KALMAN et le réseau neurone sur le GPS pour estimer la position des objets dans les différentes conditions. A partir de la simulation sur le MATLAB qu'on a faite nous espérons que ce modeste travail permet d'aider les prochaines promotions pour aller loin dans ce domaine.

Les futurs systèmes devront répondre à de nouvelles exigences. L'exemple est donné par la navigation aéronautique: un système de navigation ne peut être utilisé dans les conditions d'approche et d'atterrissage les plus difficiles que s'il est totalement fiable. Ce qui interdit toute défaillance du signal en cours d'exploitation dans un délai de quelques secondes. Des études sont en cours, notamment sur la mise en place de géostationnaires chargés de la surveillance des systèmes, et sur la redondance des équipements émetteurs et récepteurs.

Quant aux utilisateurs (professionnels ou amateurs), ils bénéficieront de plus en plus de la toute-puissance des calculateurs qui mettront à leur disposition des récepteurs "intelligents" capables de présenter de manière simple les informations issues d'un ou de plusieurs systèmes, spatiaux ou terrestres.