

Titre: Le segment utilisateur du système de positionnement global augmenté du GPS différentiel
Title: augmented du GPS différentiel

Auteurs: Stéphane Rondeau
Authors:

Date: 1996

Type: Rapport / Report

Référence: Rondeau, S. (1996). Le segment utilisateur du système de positionnement global augmenté du GPS différentiel. (Rapport technique n° EPM-RT-96-11).
Citation: <https://publications.polymtl.ca/9691/>

Document en libre accès dans PolyPublie

Open Access document in PolyPublie

URL de PolyPublie: <https://publications.polymtl.ca/9691/>
PolyPublie URL:

Version: Version officielle de l'éditeur / Published version

Conditions d'utilisation: Tous droits réservés / All rights reserved
Terms of Use:

Document publié chez l'éditeur officiel

Document issued by the official publisher

Institution: École Polytechnique de Montréal

Numéro de rapport: EPM-RT-96-11
Report number:

URL officiel:
Official URL:

Mention légale:
Legal notice:

07 NOV. 1996

Département de Génie Électrique
et de Génie Informatique

Section Automatique

LE SEGMENT UTILISATEUR DU SYSTÈME DE
POSITIONNEMENT GLOBAL AUGMENTÉ DU GPS
DIFFÉRENTIEL

par

Stéphane Rondeau

Projet dirigé par le
Professeur Jules O'Shea

MAI 1996

Tous droits réservés. On ne peut reproduire ni diffuser aucune partie du présent ouvrage, sous quelque forme ou par quelque procédé que ce soit, sans avoir obtenu au préalable l'autorisation écrite des auteurs.

**Dépôt légal, Mai 1996
Bibliothèque nationale du Québec
Bibliothèque nationale du Canada**

**Le segment utilisateur du système de positionnement
global augmenté du GPS différentiel**

**Stéphane Rondeau
Projet dirigé par Professeur Jules O'Shea
Département de Génie Électrique et
Génie Informatique, Section Automatique**

Pour se procurer une copie de ce document, s'adresser au:

**Service des Éditions
École Polytechnique de Montréal
Case postale 6079, Succursale Centre-Ville
Montréal (Québec) H3C 3A7
Téléphone: (514) 340-4473
Télécopie: (514) 340-3734**

Compter 0,10\$ par page et ajouter 3,00\$ pour la couverture, les frais de poste et la manutention. Régler en dollars canadiens par chèque ou mandat-poste au nom de l'École Polytechnique de Montréal.

Nous n'honoreronons que les commandes accompagnées d'un paiement, sauf s'il y a eu entente préalable dans le cas d'établissements d'enseignement, de sociétés ou d'organismes canadiens.

**Aux étudiants et étudiantes de
l'École Polytechnique de Montréal qui
s'intéressent au GPS.**

RÉSUMÉ

Le système GPS (Global Positioning System) permet à l'utilisateur de connaître précisément sa position en tout temps et en tout lieu sur la Terre, de manière autonome et continue. Ce système se compose de satellites, formant une constellation défilante, et de récepteurs. Les récepteurs recueillent l'information provenant d'une partie des satellites et mesurent les distances qu'ils ont par rapport à ceux-ci. Ceci permet au récepteur d'élaborer sa position, sa vitesse et une référence de temps (le temps GPS). La carte GPS du laboratoire d'asservissement de l'École Polytechnique nous donne accès à ces éléments.

Les objectifs principaux de ce manuel sont: de bien comprendre la structure du système GPS et surtout le segment utilisateur; de se familiariser avec le récepteur GPS XR4-PC de NAVSTAR Ltée du laboratoire d'asservissement, de se familiariser avec le logiciel sur le PC du laboratoire qui exécute les calculs nécessaires pour obtenir les résultats de positionnement à partir des données brutes fournies par le récepteur; de faire une session de travaux pratiques sur le système GPS, et de se familiariser avec le système GPS différentiel.

ABSTRACT

The Global Positioning System (GPS) allows a user to know precisely his position anywhere on Earth and at all times. This system is composed of a moving constellation of satellites and of a receiver which gathers informations coming from the satellites as well as measures its distances from them. This allows the receiver to compute its position, its speed, and a time reference (the GPS time). The GPS receiver of the automation laboratory of École Polytechnique gives us access to these gathered and measured data elements.

The main objectives of this project are: to understand the structure of the GPS and more particularly its user segment; to understand the XR4-PC GPS receiver from NAVSTAR Ltd of the automation laboratory; to use a program on the PC which houses the GPS receiver card that will execute the computations necessary to obtain the global position from the raw satellite data; to perform a lab session concerning GPS; and to understand the structure of the Differential GPS.

TABLE DES MATIÈRES

| | |
|--|-------------|
| DÉDICACE | ii |
| RÉSUMÉ | iii |
| ABSTRACT | iv |
| TABLE DES MATIÈRES | v |
| LISTE DES TABLEAUX | vii |
| LISTE DES FIGURES | viii |
| LISTE DES SIGLES, ABRÉVIATIONS, NOTATIONS ET SYMBOLES | xi |
| LISTE DES ANNEXES | xx |
| | |
| INTRODUCTION | 1 |
| | |
| CHAPITRE I : LE SYSTEME DE POSITIONNEMENT GLOBAL: GPS | 3 |
| 1.1 Généralités | 3 |
| 1.2 Le segment spatial | 10 |
| 1.3 Le segment de contrôle | 21 |
| 1.4 Le segment utilisateur | 23 |
| 1.4.1 L'idée de base | 23 |
| 1.4.2 Codes pseudo-aléatoires | 29 |
| 1.4.3 Distance et temps | 33 |
| 1.4.4 Le message de navigation | 40 |
| 1.4.4.1 Position des véhicules spatiaux | 49 |
| 1.4.4.2 Correction des pseudo-distances | 51 |
| 1.4.5 Solution de l'équation de navigation | 54 |
| 1.4.6 Correction à la solution | 62 |

| | |
|---|------------|
| CHAPITRE II : LE RÉCEPTEUR GPS XR4-PC DE NAVSTAR Ltée | 66 |
| 2.1 Considérations matérielles | 66 |
| CHAPITRE III : L'ÉMULATEUR DE RÉCEPTEUR GPS: EGPS | 71 |
| 3.1 Guide d'utilisation | 71 |
| 3.2 Sauvegarde d'une solution dans un fichier FIX####.M | 75 |
| 3.3 Messages d'erreurs | 76 |
| CHAPITRE IV : LABORATOIRE AVEC EGPS | 86 |
| 4.1 Énoncé du problème | 86 |
| 4.2 Guide de travaux pratiques | 86 |
| CHAPITRE V : LE GPS DIFFÉRENTIEL : GPSD | 89 |
| 5.1 Généralités | 89 |
| 5.2 L'idée de base | 93 |
| 5.2.1 Correction de la solution | 94 |
| 5.2.2 Correction des pseudo-distances | 97 |
| 5.2.3 Pseudo-satellite : Pseudolites | 100 |
| 5.3 Le message de correction GPSD | 103 |
| 5.3.1 Type de bloc | 104 |
| 5.3.2 Taux de transmission du message | 112 |
| 5.4 Précision disponible avec le GPSD | 115 |
| CONCLUSION | 117 |
| RÉFÉRENCES | 118 |
| ANNEXES | 120 |

LISTE DES TABLEAUX

| | | |
|--------------------|---|------------|
| Tableau 1.1 | Durée du message de navigation | 42 |
| Tableau 1.2 | Paramètres du sous-bloc n°1 | 44 |
| Tableau 1.3 | Paramètres des sous-blocs n°2 et n°3 | 46 |
| Tableau 1.4 | Paramètres des sous-blocs n°4 et n°5 | 47 |
| Tableau 1.5 | Constantes universelles du système GPS | 50 |
| Tableau 1.6 | Algorithme de calcul des CFT d'un VS | 52 |
| Tableau 1.7 | Algorithme de calcul de la correction de la pseudo-distance | 54 |
| Tableau 1.8 | Solution de l'équation de navigation | 58 |
| Tableau 1.9 | Correction pour le niveau de la mer | 65 |
| Tableau 3.1 | Messages d'erreurs | 78 |
| Tableau 5.1 | Comparaisons des systèmes de navigation modernes | 89 |
| Tableau 5.2 | Paramètres des deux premiers mots | 104 |
| Tableau 5.3 | Type de bloc | 105 |
| Tableau 5.4 | Paramètres du bloc de type 1 | 106 |
| Tableau 5.5 | Paramètres du bloc de type 2 | 108 |
| Tableau 5.6 | Paramètres du bloc de type 3 | 109 |
| Tableau 5.7 | Taux de transmission des corrections des pseudo-distances | 113 |
| Tableau 5.8 | Erreurs du système GPSD | 116 |

LISTE DES FIGURES

| | | |
|--------------------|--|-----------|
| Figure 1.1 | Plan méridien de Greenwich montrant l'intersection avec l'ellipsoïde géocentrique | 4 |
| Figure 1.2 | Plan équatorial montrant l'intersection avec l'ellipsoïde géocentrique | 6 |
| Figure 1.3 | Coordonnées fixes par rapport à la Terre | 8 |
| Figure 1.4 | Système GPS: les trois segments | 9 |
| Figure 1.5 | Constellation GPS | 10 |
| Figure 1.6 | Satellite GPS | 11 |
| Figure 1.7 | L'orbite elliptique | 12 |
| Figure 1.8 | Vitesse sur l'orbite elliptique | 13 |
| Figure 1.9 | Éléments de Kepler | 14 |
| Figure 1.10 | Orbite de la Terre autour du Soleil | 15 |
| Figure 1.11 | Types d'orbites | 17 |
| Figure 1.12 | Orbite d'un satellite | 18 |
| Figure 1.13 | Relation entre le SC, le SU et le SS | 21 |
| Figure 1.14 | Interface entre la MCS et les satellites | 22 |
| Figure 1.15 | L'idée de base du GPS | 24 |
| Figure 1.16 | Utilisateur GPS dans le système de CFT | 25 |
| Figure 1.17 | Premier satellite | 25 |
| Figure 1.18 | Deuxième satellite | 26 |
| Figure 1.19 | Troisième satellite | 26 |
| Figure 1.20 | Correction des pseudo-distances | 28 |
| Figure 1.21 | Registre à décalage | 31 |
| Figure 1.22 | Mesure du temps de transit | 34 |
| Figure 1.23 | Erreurs sur la mesure du temps de transit | 35 |
| Figure 1.24 | Délais ionosphériques | 37 |

LISTE DES FIGURES (suite)

| | | |
|--------------------|---|------------|
| Figure 1.25 | Schéma-bloc des temps et des corrections du GPS | 39 |
| Figure 1.26 | Pseudo-distances | 40 |
| Figure 1.27 | Structure du message de navigation | 41 |
| Figure 1.28 | Contenu du message de navigation | 43 |
| Figure 1.29 | Positions des quatre VS et de l'usager dans le système de coordonnées XYZ | 55 |
| Figure 1.30 | Géométrie de l'équation de navigation | 56 |
| Figure 1.31 | Interpolation dans la matrice de correction de la géoïde | 64 |
| Figure 2.1 | Récepteur GPS XR4-PC de NAVSTAR Ltée. | 66 |
| Figure 2.2 | Installation de la carte GPS XR4-PC | 67 |
| Figure 5.1 | Comparaisons des systèmes de navigation modernes | 91 |
| Figure 5.2 | Comparaisons entre les systèmes GPS et ILS/MLS | 92 |
| Figure 5.3 | L'idée de base du GPSD | 93 |
| Figure 5.4 | Schéma-bloc d'une station de référence GPSD | 95 |
| Figure 5.5 | Schéma-bloc d'un récepteur GPSD de l'usager | 96 |
| Figure 5.6 | Concept GPSD utilisant la correction des pseudo-distances | 97 |
| Figure 5.7 | Schéma-bloc d'une station de référence GPSD utilisant la correction des pseudo-distances | 98 |
| Figure 5.8 | Schéma-bloc d'un récepteur GPSD utilisant la correction des pseudo-distances | 99 |
| Figure 5.9 | L'idée de base du pseudolite GPSD | 100 |
| Figure 5.10 | Paramètres PDOP à Denver lors d'une panne du VS numéro 16 | 101 |
| Figure 5.11 | Schéma-bloc d'un récepteur GPSD utilisant le concept des pseudolites | 102 |
| Figure 5.12 | Structure du message GPSD | 103 |

LISTE DES FIGURES (suite)

| | | |
|----------------------|---|------------|
| Figure 5.13 | Croissance de l'erreur du système GPSD | 114 |
| Figure 5.14 | Comparaisons entre les systèmes GPS, DGPS et ILS/MLS | 115 |
| Figure AIII.1 | PDOP mondial | 126 |
| Figure AIII.2 | GDOP et géométrie | 127 |

**LISTE DES SIGLES, ABRÉVIATIONS,
NOTATIONS ET SYMBOLES**

| | |
|--|--|
| * | <i>Wild Card</i> |
| 2D | Deux dimensions |
| 3D | Trois dimensions |
| $\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \beta_0, \beta_1, \beta_2, \beta_3$ | Paramètres du modèle ionosphérique |
| $\Delta\rho$ | Correction de la pseudo-distance |
| ΔD | Changement de distance |
| Δn | Différence avec la valeur n du mouvement moyen calculé |
| $\Delta t, \Delta t_{vs}$ | Temps de transit; délai de phase du code-pseudo-aléatoire |
| Δt_{oh} | Intervalle depuis le temps de référence de l'horloge |
| $\Delta t_r, \Delta t_R$ | Correction relativiste |
| δ_p, δ_{ik} | Correction de l'inclinaison |
| δ_{rk} | Correction du rayon |
| δ_{uk} | Correction à l'argument de la latitude |
| Θ_i | Bruit de phase |
| μ | Constante gravitationnelle de la Terre |
| $\rho_{1e}, \rho_{2e}, \rho_{3e}, \rho_{4e}$ | Pseudo-distances estimées aux VS |
| $\rho_{\text{corrigée}}$ | Pseudo-distance corrigée pour le délai T_{DG} |
| ρ_k | Pseudo-distance corrigée |
| $\rho_k, \rho_1, \rho_2, \rho_3, \rho_4$ | Pseudo-distances aux VS |
| ρ_{L1}, ρ_{L2} | Pseudo-distances aux fréquences f_{L1} et f_{L2} |
| $\rho_{\text{mesuré}}$ | Pseudo-distance mesurée |
| σ_{ij} | Paramètre de dilution de la précision |
| Φ_c | Latitude géocentrique |
| Φ_k | Argument de la latitude |
| Φ_T | Latitude géodésique |

**LISTE DES SIGLES, ABRÉVIATIONS,
NOTATIONS ET SYMBOLES (suite)**

| | |
|---|--|
| Ω | Ascension droite |
| Ω_k | Longitude corrigée du noeud ascendant |
| Ω_o | Ascension droite à t_{oe} |
| Ω' | Taux de rotation de la Terre |
| Ω'' | Taux de changement de l'ascension droite |
| a | Demi-axe majeur (rayon de la Terre à l'équateur) |
| A | Demi-axe majeur de l'orbite du VS |
| \sqrt{a} | Racine carrée du demi-axe majeur de l'orbite du VS |
| | |
| A_c | Amplitude du C/A-code à la fréquence f_{L1} |
| a_m, a_{f1}, a_{f2} | Coefficients du modèle polynomial |
| almanachs | Données relatives à la position de plusieurs VS |
| alt | Altitude |
| A_n | Noeud ascendant |
| A_p | Apogée; amplitude du P-code à la fréquence f_{L1} |
| ASCII | <i>American Standard Code for Information Interchange</i> |
| a_{WGS84} | Rayon de la Terre à l'équateur |
| b | Demi-axe mineur (rayon de la Terre sur l'axe des pôles) |
| B | Erreur entre l'horloge du récepteur et le temps GPS; perturbation; intervalle d'interpolation; système d'anti-brouillage du signal GPS |
| B_p | Amplitude du P-code à la fréquence f_{L2} |
| bande-L | Signal radio dont la fréquence est entre 1 et 2 GHz |
| bps | Bit par seconde |
| c | Vitesse de la lumière |
| 'C', 'C' Microsoft V5.1, 'C' Microsoft V6.0 | Langage de programmation évolué |

**LISTE DES SIGLES, ABRÉVIATIONS,
NOTATIONS ET SYMBOLES (suite)**

| | |
|---|--|
| C/A-code | <i>Coarse Acquisition code</i> |
| carte | Récepteur GPS du laboratoire |
| CFT | Coordonnées fixes par rapport à la Terre |
| cos | Fonction cosinus |
| CTU | Coordonnées de temps universel |
| c_{uc}, c_{us}, c_{rc}, c_{rs}, c_{ic}, c_{is} | Amplitudes des harmoniques des termes correctifs |
| D, D1, D2, D3 | Distances réelles aux VS |
| dB | Décibel |
| $D_i(t)$ | Message de navigation |
| define | Déclaration d'un paramètre en 'C' |
| d, ° | Degré |
| DM | <i>Data Monitor</i> |
| D.O.D. | <i>Department of Defense</i> |
| DOS | <i>Disk Operating System</i> |
| dx, dy, dz, dB | Corrections de la position de l'usager |
| e | Excentricité |
| E, E_k | Anomalie excentrée |
| EFEC | <i>Earth Fixed Earth Centered</i> |
| EGPS | Émulateur de récepteur GPS |
| éphémérides | Données relatives à la position d'un VS |
| ephemers | Macro défini pour EGPS |
| epsilon | Erreur tolérée ou critère de convergence |
| err() | Fonction d'erreur |
| erreur | Erreur temporaire |
| e^2_{WGS84} | Excentricité au carré du rayon de la Terre |

**LISTE DES SIGLES, ABRÉVIATIONS,
NOTATIONS ET SYMBOLES (suite)**

| | |
|----------------------|--|
| f | Aplatissement |
| F | Constante pour la correction relativiste; variable booléenne égale à FAUX |
| <i>fix</i> | Position de l'usager; solution de l'équation de navigation |
| FIX####.M | Fichier de sauvegarde d'un <i>fix</i> |
| f_{L1} , f_{L2} | Fréquence des signaux GPS |
| f_{WGS84} | Aplatissement de la Terre |
| G | Constante gravitationnelle générale |
| GDOP | <i>Geometric Dilution of Precision</i> |
| GPS | <i>Global Positioning System</i> |
| GPSE | <i>Global Positioning System Emulator</i> |
| h | Altitude au-dessus de l'ellipsoïde géocentrique |
| h* | Altitude temporaire |
| H | Matrice des cosinus directionnels |
| H[*] | Inverse de la matrice H |
| HDOP | <i>Horizontal Dilution of Precision</i> |
| Hex | Hexadecimal |
| Hz | Hertz |
| i | Inclinaison |
| i_k | Inclinaison corrigée |
| i_o | Inclinaison à t_{oe} |
| i' | Taux de changement de l'angle d'inclinaison |
| ID_VS | Numéro d'identification du satellite |
| IODC | <i>Issue of Data Clock</i> |
| IODE | <i>Issue of Data Ephemeris</i> |

**LISTE DES SIGLES, ABRÉVIATIONS,
NOTATIONS ET SYMBOLES (suite)**

| | |
|----------------------|---|
| km | Kilomètre |
| lat | Latitude |
| LATLONG | Système de CFT sphérique |
| Lg | Longitude géocentrique |
| long | Longitude |
| Lt | Latitude géocentrique |
| Lt' | Latitude temporaire |
| m | Mètre |
| M | Masse de la Terre; anomalie moyenne |
| macro | Ensemble de variable |
| Matlab | <i>Matrix Laboratory Program</i> |
| Mbps | Mega bit par seconde |
| MCS | <i>Master Control Station</i> |
| M-file | Script Matlab |
| MHz | Mega hertz |
| m_o | Anomalie Moyenne calculée au temps de référence t _{oe} |
| MS | <i>Monitor Station</i> |
| MSL | <i>Mean-sea-level</i> |
| ms | Milliseconde |
| n | Mouvement moyen corrigé |
| N | Précision disponible à l'utilisateur; Numéro de configuration du VS; |
| | Taille d'une matrice |
| N/A | Non-applicable |
| NAVSTAR Ltée | Fabricant du récepteur GPS XR4-PC |
| NB | <i>Nota bene</i> |

**LISTE DES SIGLES, ABRÉVIATIONS,
NOTATIONS ET SYMBOLES (suite)**

N_i, N₁, N₂, N₃, N₄

Corrections de la matrice de correction de la géoïde

NIDE

Numéro d'identification des données d'éphémérides

NIDH

Numéro d'identification des données d'horloge

NMEA, NMEA0183

National Marine Electronics Association

n_o

Mouvement moyen calculé

No de VS

Numéro de VS

N_p

Correction pour le niveau de la mer

ns

Nanoseconde

O

Centre de la Terre

packet

Vecteur de données

PC

Personal Computer

PC-486

Ordinateur personnel du laboratoire d'asservissement

P-code

Precise code

PDOP

Position Dilution of Precision

P_e

Périgée

pi, π

Pi GPS

Power-Up

Mise sous-tension

PR

Pseudo-Range

pseudorg

Macro défini pour EGPS

rad

Radian

RAM

Random Access Memory

Reboot

Réalimentation du PC

RF

Radio Frequency

r_k

Rayon corrigé

RMS

Root Mean Square

**LISTE DES SIGLES, ABRÉVIATIONS,
NOTATIONS ET SYMBOLES (suite)**

| | |
|-----------------------|---|
| R_N | Rayon de courbure sur la verticale principale |
| <RTN> | Retour au clavier; <i>Return</i> |
| S1, S2, S3 | Positions des VS; signaux des VS |
| SC | Segment de contrôle |
| <i>Search the Sky</i> | Recherche de VS |
| s | Seconde |
| sin | Fonction sinus |
| $S_{L1,l}$ | Signal transmis à la fréquence f_{L1} |
| SS | Segment spatial |
| struct | Déclaration d'une structure en 'C' |
| SU | Segment utilisateur |
| t | Temps |
| T | Période de révolution ou de temps |
| tan | Fonction tangente |
| T_{DG} | Délai de groupe pour récepteur mono-fréquence |
| TDOP | <i>Time Dilution of Precision</i> |
| TERMXR4 | <i>Terminal XR4 Utility</i> |
| t_{GPS} | Temps GPS |
| t_k | Intervalle depuis le temps de référence de l'éphéméride |
| t_o | Temps initial |
| t_{oa} | Temps de référence de l'almanach |
| t_{oe} | Temps de référence de l'éphéméride |
| t_{oh} | Temps de référence du modèle d'erreur de l'horloge |
| t_r | Temps où le signal GPS a été reçu |
| t_s | Temps où le signal GPS a été émis |
| TTFF | <i>Time to First Fix</i> |

**LISTE DES SIGLES, ABRÉVIATIONS,
NOTATIONS ET SYMBOLES (suite)**

| | |
|---|---|
| typedef | Déclaration d'un type en 'C' |
| UHF | <i>Ultra High Frequency</i> |
| u_k | Argument de la latitude corrigé |
| ULS | <i>Upload Station</i> |
| URA | <i>User Range Error</i> |
| UTC | <i>Universal Time Coordinates</i> |
| v, v_k | Anomalie vraie ou réelle |
| V | Variable booléenne égale à VRAIE |
| VDOP | <i>Vertical Dilution of Precision</i> |
| VS | Véhicules spatiaux |
| w | Argument du périhélie |
| W(x,y) | Fonction générale de poids |
| w₁ | Fréquence angulaire du signal à f _{L1} |
| w₂ | Fréquence angulaire du signal à f _{L2} |
| WGS84 | <i>World Geodetic System 1984</i> |
| W_i(x,y), W₁(x,y), W₂(x,y), W₃(x,y), W₄(x,y) | Fonction de poids aux points N ₁ , N ₁ , N ₂ , N ₃ , N ₄ |
| X | Axe des X du système de CFT XYZ |
| x, y, z | Position de l'usager |
| x_k, y_k, z_k | Positions des VS |
| x_k', y_k' | Positions dans le plan orbital |
| XG_i(t) | C/A-code |
| XP_i(t) | P-code |
| XR4, XR4-PC | Modèle du récepteur GPS du laboratoire |
| XYZ | Système de CFT cartésien |
| Y | Axe des Y du système de CFT XYZ |

**LISTE DES SIGLES, ABRÉVIATIONS,
NOTATIONS ET SYMBOLES (suite)**

Z

Axe des Z du système de CFT XYZ

LISTE DES ANNEXES

| | | |
|--------------------|---|------------|
| ANNEXE I: | Publicité de récepteurs GPS portatifs | 120 |
| ANNEXE II: | Structure détaillée du message de navigation | 122 |
| ANNEXE III: | Dilution de la précision: le GDOP | 124 |
| ANNEXE IV: | Matrice de correction de la géoïde | 129 |
| ANNEXE V: | Fichiers de sauvegarde d'un <i>fix</i> | 132 |
| ANNEXE VI: | Structure détaillée du message GPSD | 148 |

INTRODUCTION

Le système GPS (*Global Positioning System*) connaît déjà un succès retentissant comme outil pour la navigation. Il est utilisé par presque tous les types de transporteurs; l'aviation, les bateaux, les camions, les navettes spatiales (1), etc. Des récepteurs GPS pouvant se tenir dans la main sont maintenant disponibles pour aussi peu que 349,95\$ (voir ANNEXE I: Publicité de récepteurs GPS portatifs). Ces récepteurs permettent à l'utilisateur de connaître précisément sa position en tout temps et en tout lieu sur la Terre, de manière autonome et continue.

La navigation par satellite, pensée dès les années 50, a été mise sur pied lors du programme militaire TIMATION dans les années 60; elle est basée sur la mesure de la distance entre plusieurs satellites et un récepteur. Depuis le début des années 70, le programme NAVSTAR GPS est en service grâce à l'avènement de la technologie des horloges atomiques. Ce système de positionnement global se compose de satellites formant une constellation défilante. Le récepteur GPS recueille l'information provenant d'une partie des satellites et mesure les distances qu'il a par rapport à ceux-ci. Ceci lui permet d'élaborer sa position et sa vitesse, et aussi d'obtenir une référence de temps (le temps GPS).

Le signal bande-L (1-2GHz) que le récepteur acquiert de chaque satellite forme une liaison satellite-récepteur qui est unidirectionnelle. Le récepteur joue un rôle passif; il se contente de démoduler le signal et de déterminer les paramètres nécessaires au calcul de la position. La carte GPS du laboratoire d'asservissement nous donne accès à ces éléments.

Les objectifs principaux de ce manuel de laboratoire sont de:

- **Bien comprendre la structure du système de positionnement global GPS et surtout le segment utilisateur. Nous verrons l'idée de base des codes pseudo-aléatoires, de la relation distance-temps, du message de navigation, des calculs de position des Véhicules spatiaux (VS) et de la solution et des corrections de l'équation de navigation.**
- **Se familiariser avec le récepteur GPS XR4-PC de NAVSTAR Ltée du laboratoire d'asservissement.**
- **Utiliser un logiciel sur le PC du laboratoire d'asservissement qui exécute les calculs nécessaires pour obtenir les résultats de positionnement global à partir des données brutes fournies par le récepteur GPS XR4-PC. C'est ce qu'on appellera l'émulateur de récepteur GPS (EGPS).**
- **Faire une session de travaux pratiques sur le système GPS qui permettra de définir les calculs de position des VS, de la solution de l'équation de navigation et des corrections.**

L'utilisateur pourra ainsi se familiariser avec le système par la mise en pratique des concepts fondamentaux du GPS.

CHAPITRE I

LE SYSTEME DE POSITIONNEMENT GLOBAL: GPS

1.1 Généralités

Afin de trouver notre position sur la Terre, il faut, avant tout, bien définir le système de coordonnées que l'on utilise. Ce système a comme origine, le centre de la Terre. On utilise d'abord un modèle terrestre simple et pratique qui ne tient pas compte du relief parce que celui-ci est une source d'incertitudes et de discontinuités. Ensuite, une fois la position trouvée sur ce modèle simple, on compense celle-ci par une correction qui modélise la surface irrégulière de la Terre.

On peut considérer le niveau moyen des mers comme voisin d'un ellipsoïde géocentrique de révolution autour de l'axe des pôles. L'intersection de cet ellipsoïde avec un plan méridien (voir Figure 1.1, Plan méridien de Greenwich montrant l'intersection avec l'ellipsoïde géocentrique) est une ellipse de paramètres:

$a = \overline{OE}$: demi-axe majeur
 $\approx 6\ 378\ 137$ mètres: rayon terrestre à l'équateur

$b = \overline{OD}$: demi-axe mineur

Deux autres paramètres peuvent définir cette ellipse:

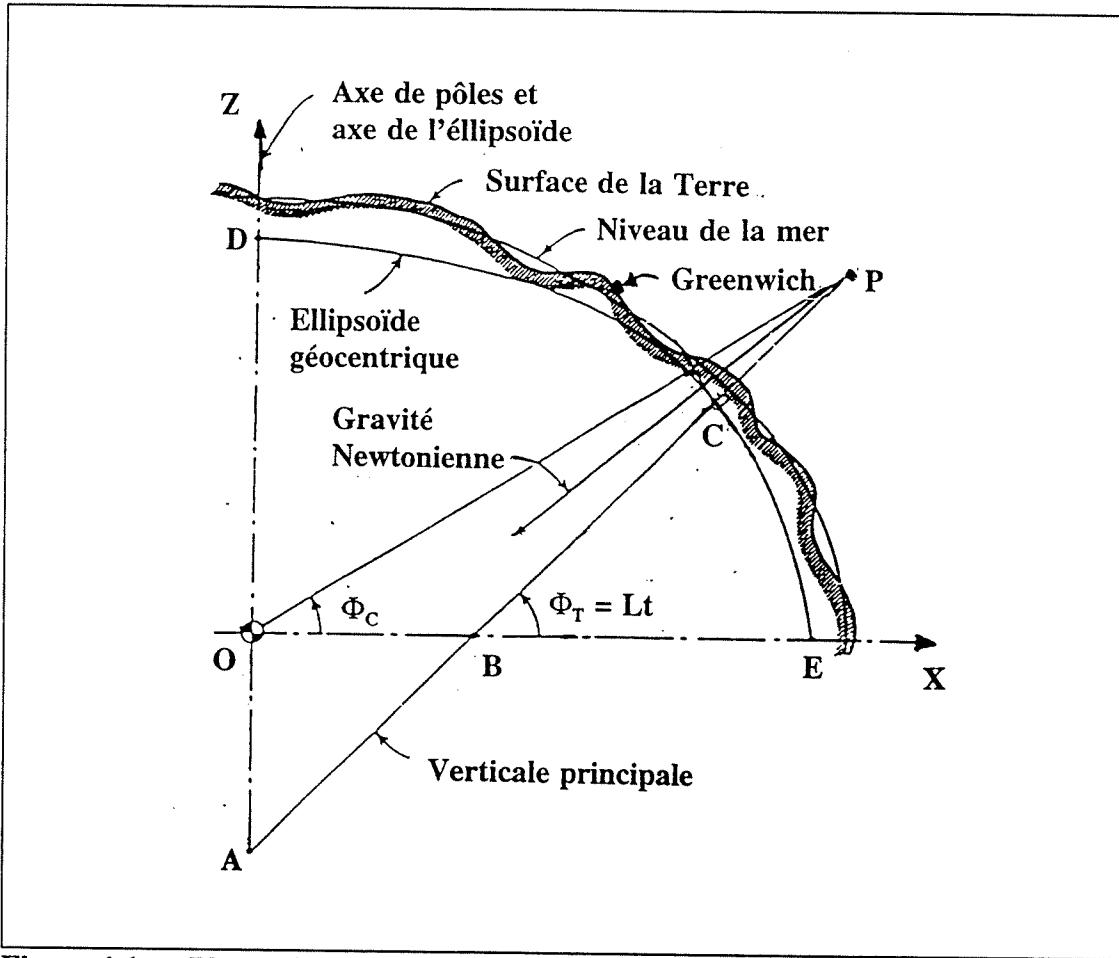


Figure 1.1, Plan méridien de Greenwich montrant l'intersection avec l'ellipsoïde géocentrique

$$f = \frac{a-b}{a} \quad : \text{L'aplatissement}$$

$$= 1/298,257223563 = 0,00335281066474$$

$$e = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}} \quad : \text{L'excentricité}$$

qui sont reliés par l'équation:

$$e^2 = 1 - (1-f)^2$$

Si P est notre position dans le plan méridien, la verticale principale \overline{AP} est définie comme la droite qui passe par P et est perpendiculaire à l'ellipsoïde géocentrique au point d'intersection C. Alors, notre altitude au-dessus de l'ellipsoïde géocentrique est alors:

$$h \triangleq \overline{CP}$$

La relation entre la latitude géodésique Φ_T et le rayon de courbure R_N sur la verticale principale \overline{AP} est:

$$| \overline{R_N} | = | \overline{AC} |$$

$$\Phi_T = \angle(\overline{BE}, \overline{BP}) \triangleq Lt \quad : \text{latitude géodésique de P}$$

$$\Phi_C = \angle(\overline{OE}, \overline{OP}) \quad : \text{latitude géocentrique de P}$$

$$R_N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(Lt)}}$$

L'intersection de l'ellipsoïde géocentrique avec un plan équatorial (voir Figure 1.2, Plan équatorial montrant l'intersection avec l'ellipsoïde géocentrique) est un cercle de rayon a.

Si Q est notre position dans le plan équatorial, alors la longitude géocentrique est définie par rapport au plan méridien de Greenwich comme:

$$Lg \triangleq \angle(\overline{OE}, \overline{OQ})$$

Les variables Lt, Lg et h définissent un système de coordonnées sphériques en trois dimensions que l'on appelle le système LATLONG et font partie d'un système de coordonnées fixes par rapport à la Terre (CFT). Ce système est solidaire

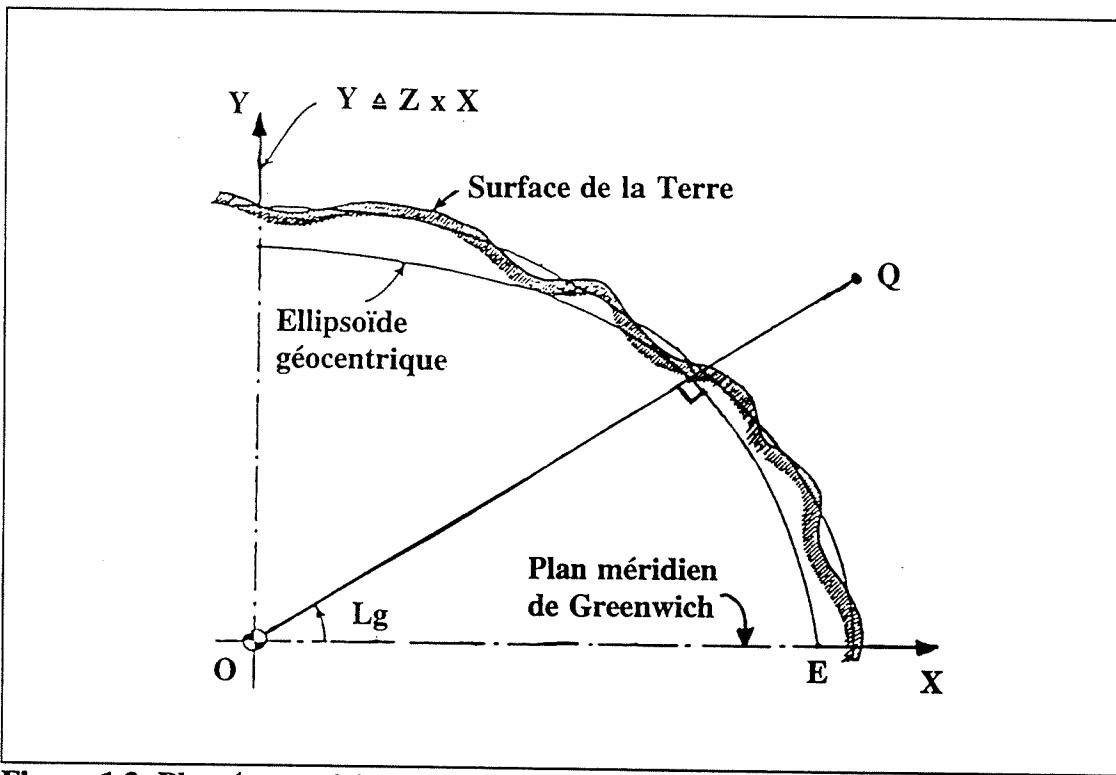


Figure 1.2, Plan équatorial montrant l'intersection avec l'ellipsoïde géocentrique
avec la Terre et tourne avec celle-ci, d'une rotation toutes les 24 heures. Un point fixe dans le système CFT semble fixe pour un observateur sur la Terre.

Un autre système cartésien de CFT appelé le système XYZ est défini comme suit:

axe des Z: axe des pôles de rotation terrestre. Nul au centre de la Terre et positif vers le nord.

axe des X: intersection du plan équatorial et du plan méridien de Greenwich. Nul au centre de la Terre et positif vers Greenwich.

axe des Y: produit vectoriel de l'axe des Z et de l'axe des X, $Y \triangleq Z \times X$. Cet axe est aussi situé dans le plan équatorial et est nul au centre de la Terre.

Pour passer des coordonnées LATLONG aux coordonnées XYZ, on utilise les relations suivantes:

$$X = (R_N + h) \cos(Lt) \cos(Lg)$$

$$Y = (R_N + h) \cos(Lt) \sin(Lg)$$

$$Z = (R_N(1-e^2) + h) \sin(Lt)$$

Alors que pour passer des coordonnées XYZ aux coordonnées LATLONG, on utilise l'algorithme suivant, où h^* , Lt^* et "erreur" sont des variables temporaires:

$$h = h^* = 0$$

$$Lt = Lt^* = \arctan \left[\frac{z}{(1-e^2)\sqrt{x^2+y^2}} \right]$$

$$Lg = \arctan \left[\frac{y}{x} \right]$$

FAIRE

$$R_N = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin^2(Lt)}}$$

$$h = \frac{z}{\sin(Lt)} - R_N(1-e^2)$$

$$Lt = \arctan \left[\frac{z(R_N+h)}{(R_N(1-e^2)+h)\sqrt{x^2+y^2}} \right]$$

$$\text{erreur} = (h - h^*)^2 + (Lt - Lt^*)^2$$

$$h^* = h$$

$$Lt^* = Lt$$

TANT QUE ($\text{erreur} > \text{epsilon}$)

où epsilon est l'erreur que l'on tolère lors de cette conversion (normalement une quantité très petite mais non nulle).

Le système de coordonnées XYZ est utilisé lors des calculs de la solution de l'équation de navigation, car il simplifie beaucoup les calculs. Des solutions utilisant directement le système de coordonnées LATLONG sont toutefois disponibles (2). Le système de coordonnées LATLONG est presque toujours utilisé pour transmettre les résultats finaux à l'usager. Les deux systèmes de CFT sont illustrés à la Figure 1.3, "Coordonnées fixes par rapport à la Terre".

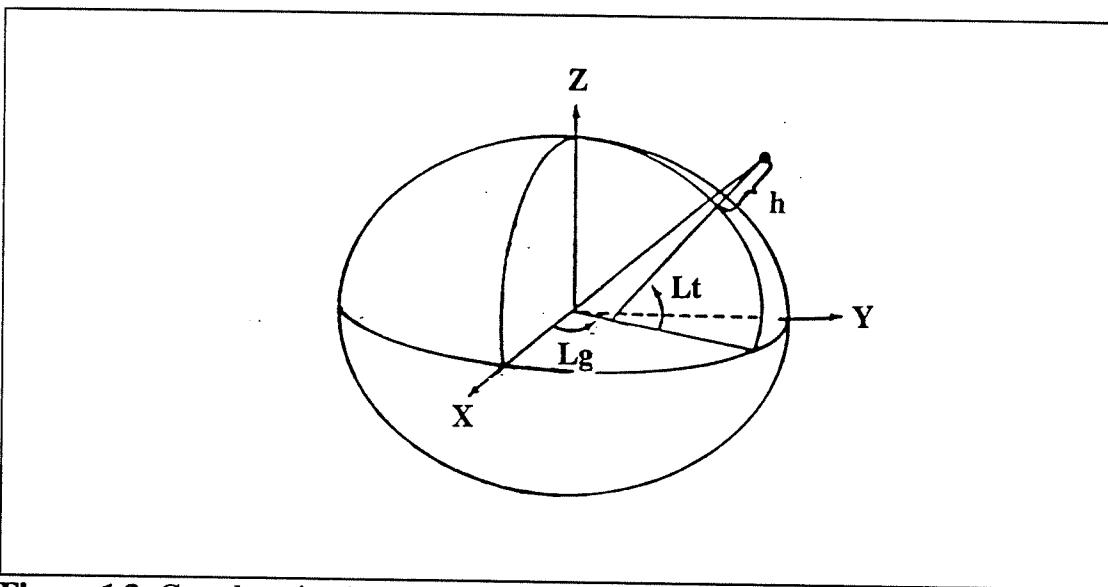


Figure 1.3, Coordonnées fixes par rapport à la Terre

Le système GPS peut être décomposé en trois segments distincts (voir Figure 1.4, Système GPS: les trois segments):

- Le segment spatial
- Le segment de contrôle
- Le segment utilisateur

Le segment de contrôle (SC) génère les données requises par le segment utilisateur (SU) pour obtenir une solution à l'équation de navigation; il transmet les données par télémétrie au segment spatial (SS) qui les retransmettra au segment

utilisateur. Afin de déterminer ces données, le segment de contrôle surveille de près la position de chaque satellite à l'aide des stations de surveillance distribuées à plusieurs points sur le globe terrestre. Il calcule ensuite les données d'éphémérides (données relatives à leur position) et la dérive en fréquence des horloges atomiques embarquées. Toutes ces stations de surveillance sont reliées à une station de contrôle maîtresse, elle-même reliée à une station de télématrice pour les satellites.

Regardons de plus près chacun de ces trois segments:

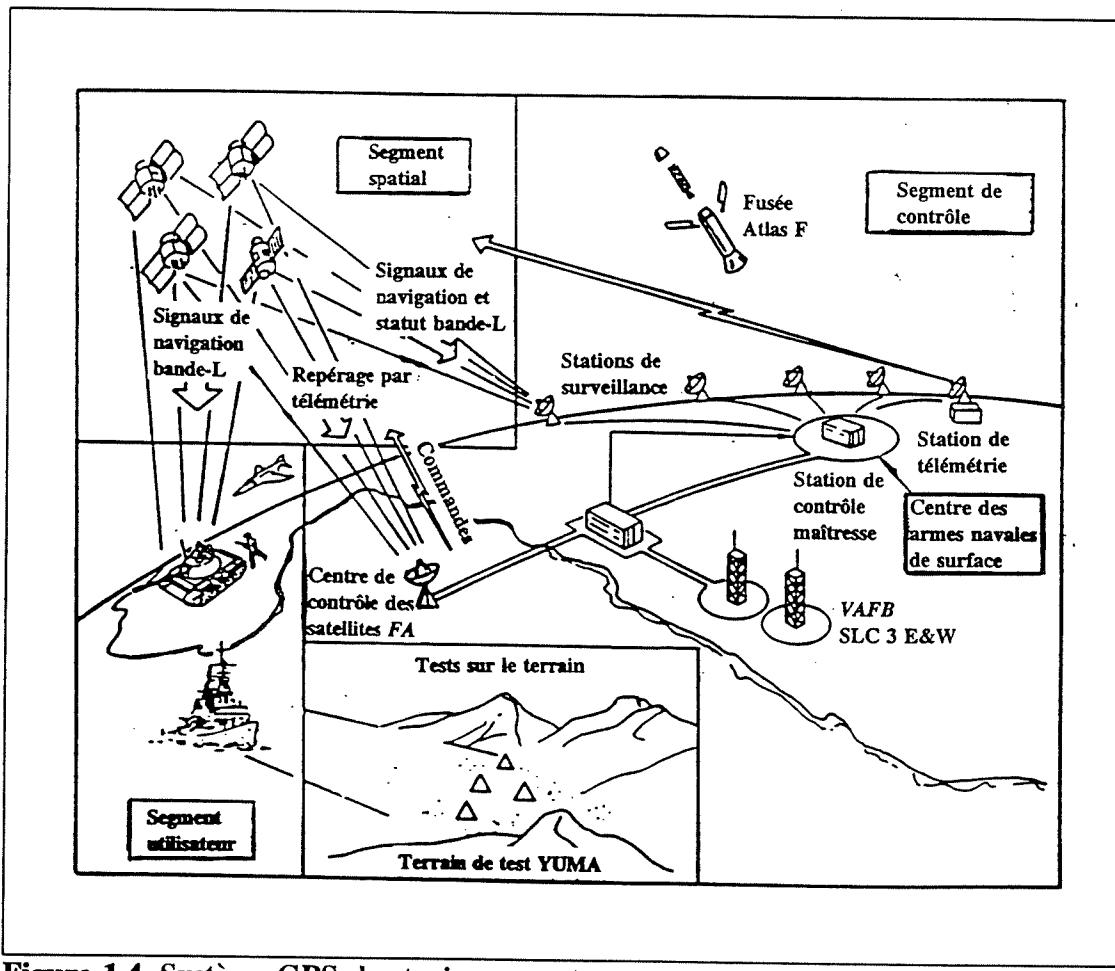


Figure 1.4, Système GPS: les trois segments

1.2 Le segment spatial

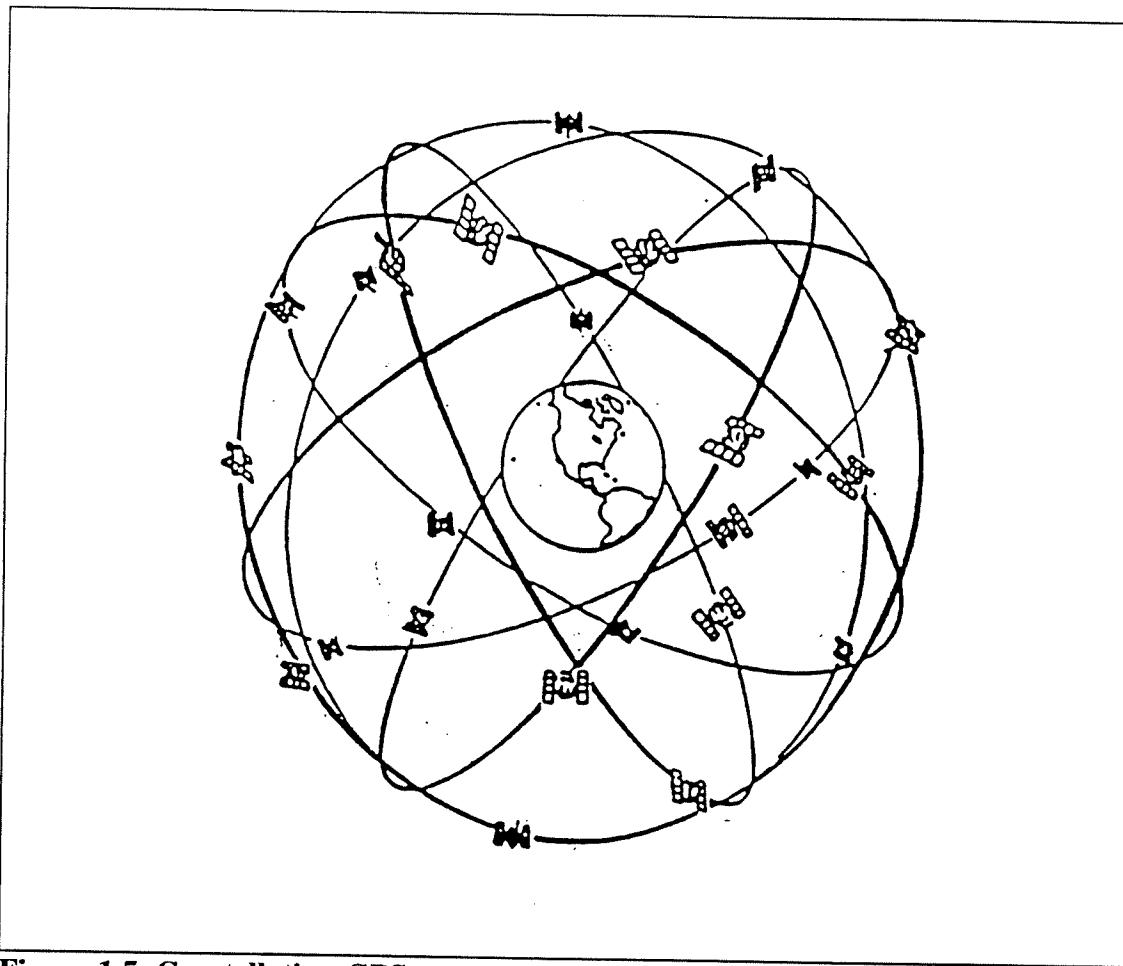


Figure 1.5, Constellation GPS

Le segment spatial repose sur une constellation de 24 satellites (21 satellites actifs et 3 satellites de remplacement), chacun effectuant une révolution complète autour de la Terre à environ 20183 km d'altitude en 12 heures (voir Figure 1.5, Constellation GPS). Six plans orbitaux procurent en tout lieu sur Terre une visibilité de 6 à 11 satellites, et cela, à chaque instant. Trois séries de satellites NTS (*Navigation Technology Satellite*) ont été mises en orbite entre 1960 et 1980 (3). La Figure 1.6, "Satellite GPS", montre les satellites de la série 1 et de la série 2. Chacun des satellites possède à son bord une horloge atomique, ainsi que deux émetteurs RF

bande-L (1-2 GHz) émettant aux deux fréquences suivantes:

$$f_{L1} = 1575,42 \text{ MHz}$$

$$f_{L2} = 1227,6 \text{ MHz}$$

Ces émetteurs servent à transmettre le message de navigation du satellite à l'usager. Ce message contient, entre autres, les données d'éphémérides du satellite; celles-ci permettent de calculer la position précise du satellite sur un intervalle de temps courant. Cette position servira de point de référence lors du calcul de la solution de l'équation de navigation.

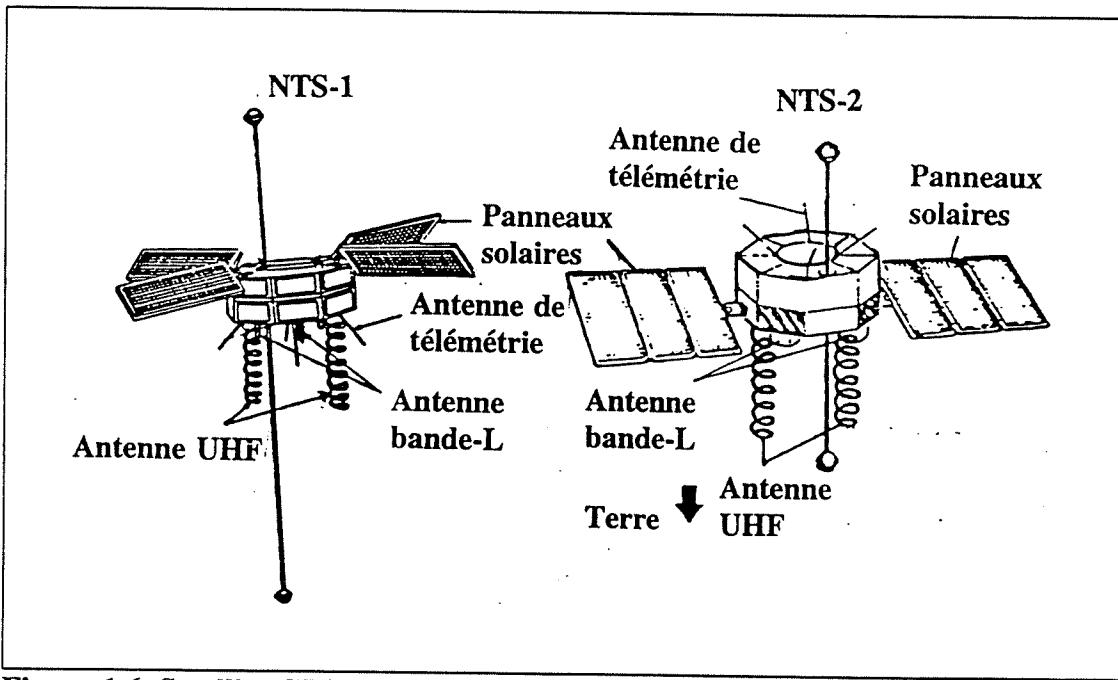


Figure 1.6, Satellite GPS

Pour bien comprendre comment les éphémérides caractérisent le mouvement du satellite sur son orbite de révolution, il faut retourner aux lois de gravitation de Kepler concernant le mouvement des planètes autour du Soleil, ainsi que celui des satellites artificiels autour de la Terre.

Lois de Kepler

1. L'orbite d'un satellite est une section conique (une ellipse ou une parabole) avec le centre de gravité de la Terre situé à un foyer (voir Figure 1.7, L'orbite elliptique).

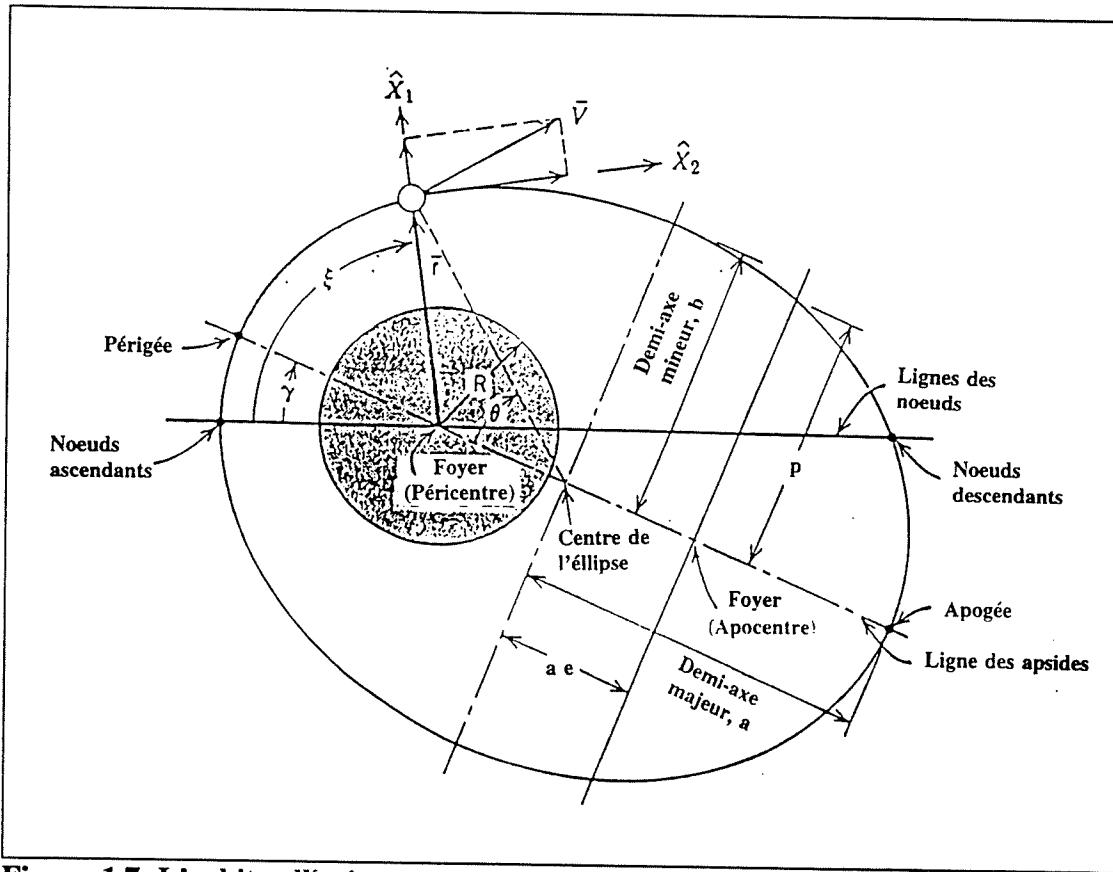


Figure 1.7, L'orbite elliptique

2. Le vecteur, du centre de gravité de la Terre au centre de gravité du satellite, balaie une aire constante par unité de temps (voir Figure 1.8, Vitesse sur l'orbite elliptique).

3. Si l'orbite du satellite est elliptique, le carré de la période de révolution autour de la Terre est proportionnel au cube du demi-axe majeur de l'orbite:
 $T^2 \sim a^3$

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

où $\mu = GM$: constante gravitationnelle de la Terre

$$= 3,986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

$$G = 6,67 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{s}^2\text{kg}$$
 : constante gravitationnelle générale

$$M = 5,976 \times 10^{24} \text{ kg}$$
 : masse de la Terre

T : période de révolution

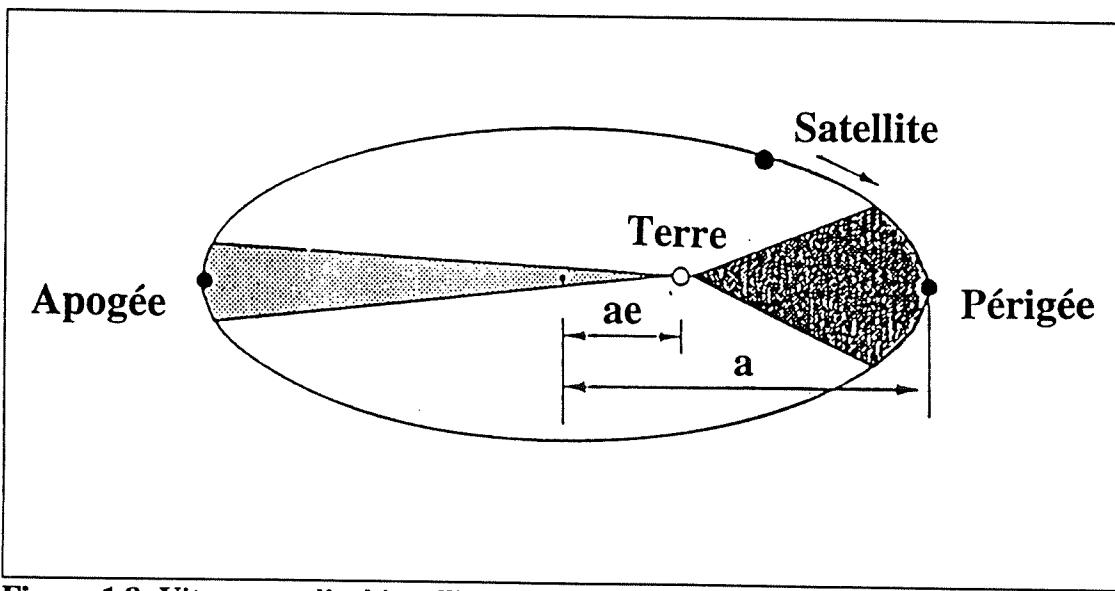


Figure 1.8, Vitesse sur l'orbite elliptique

Le système de coordonnées le plus commun pour exprimer de tels orbites elliptiques utilise les six éléments de Kepler (voir Figure 1.9, Éléments de Kepler)

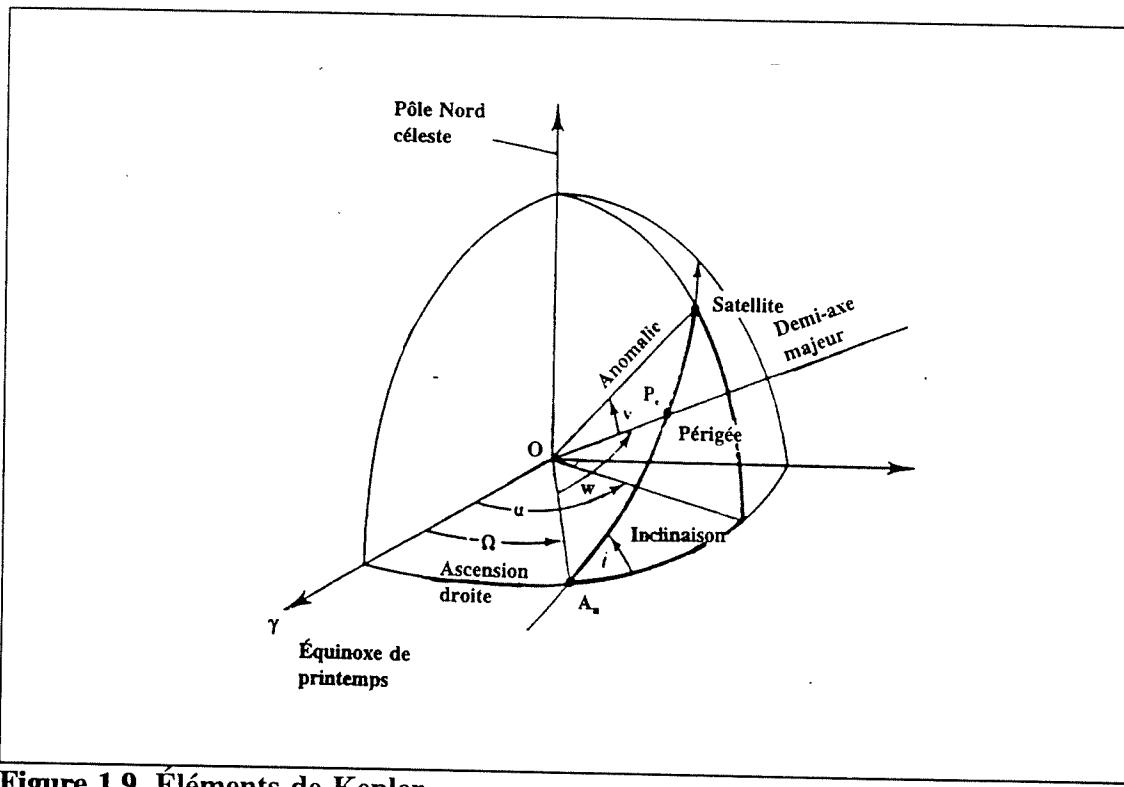


Figure 1.9, Éléments de Kepler

dont trois servent à décrire le mouvement de l'orbite du satellite autour de la Terre et trois autres sont reliés au mouvement propre du satellite sur cet orbite. Ce choix de système de coordonnées repose sur le fait que notre système solaire est très petit par rapport aux distances qui nous séparent des étoiles voisines; même les plus proches sont à plus de quatre années lumières ($\approx 4 \times 10^{13}$ km). Les étoiles peuvent donc être considérées comme faisant partie d'une sphère céleste si grande que tout notre système solaire n'est qu'un point au centre de cette sphère. Une conséquence importante de la très grande dimension de la sphère céleste est que seulement les directions (les angles) sont considérées et non les distances; donc la Terre ou le Soleil peuvent agir comme centre de la sphère.

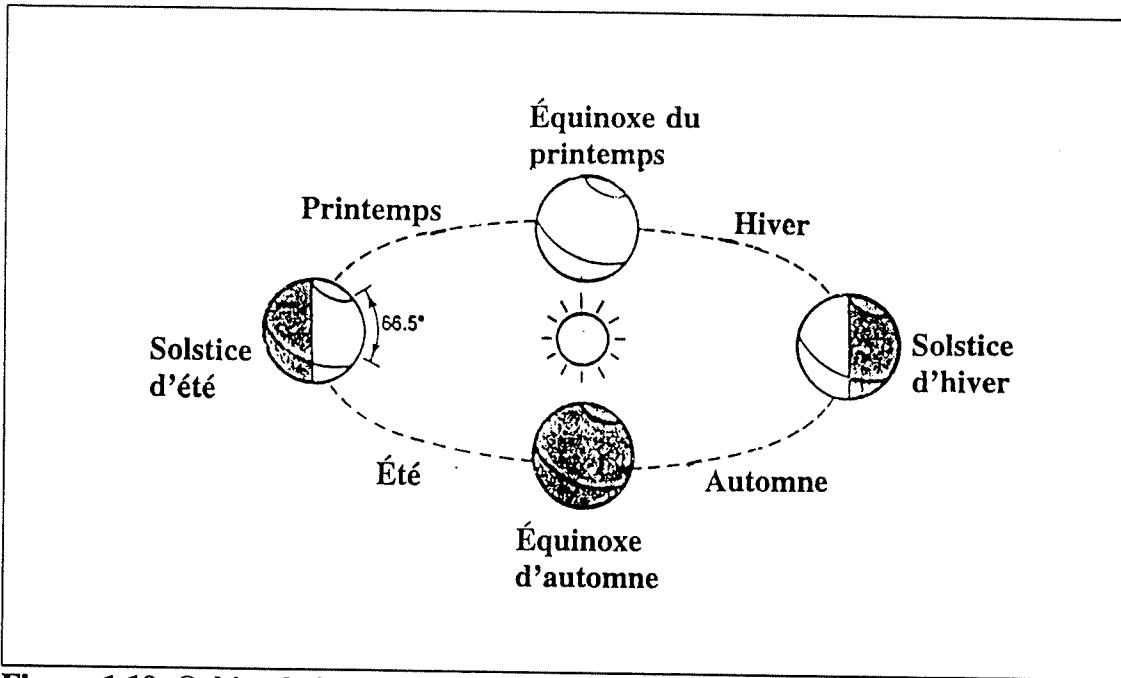


Figure 1.10, Orbite de la Terre autour du Soleil

L'axe de rotation de la Terre pointe vers les pôles Nord et Sud célestes. Le plan équatorial de la Terre coupe la sphère céleste en un cercle qu'on appelle l'équateur céleste. La Terre elle-même se déplace sur un orbite elliptique autour du Soleil dans le plan écliptique qui forme un angle d'environ $23^\circ 27'$ avec le plan de l'équateur céleste (voir Figure 1.10, Orbite de la Terre autour du Soleil). L'axe d'intersection de ces deux plans transperce la sphère céleste à l'équinoxe du printemps et de l'automne.

Dans la Figure 1.9, la direction vers le pôle Nord céleste, l'équinoxe du printemps et le produit vectoriel de ces deux axes forment un référentiel cartésien dont l'origine est le centre de la Terre. Les six éléments de Kepler sont définis comme suit:

Ω : ascension droite

Le noeud ascendant A_n , ou *ascending node*, est le point d'intersection de l'orbite du satellite et du plan équatorial lorsqu'il se dirige du sud vers le nord. L'ascension droite Ω est l'angle entre l'équinoxe du printemps et le noeud ascendant.

$$\Omega = \angle(\overline{OY}, \overline{OA_n})$$

\overline{OY} : équinoxe du printemps

$\overline{OA_n}$: noeud ascendant

O : centre de la Terre

A noter que Ω est constant parce qu'il est indépendant de la rotation de la Terre.

i : inclinaison

L'inclinaison est l'angle que fait le plan orbital du satellite et le plan équatorial au noeud ascendant, cet angle est mesuré du plan équatorial au plan orbital, dans le sens horaire. On distingue quatre types d'orbites (voir la Figure 1.11, Types d'orbites, et la Figure 1.9):

- orbite équatorial: $i = 0^\circ$
- orbite posigrade: $0^\circ < i < 90^\circ$
- orbite rétrograde: $90^\circ < i < 180^\circ$
- orbite polaire: $i = 90^\circ$

Les orbites des satellites GPS sont posigrades ($i = 55^\circ$).

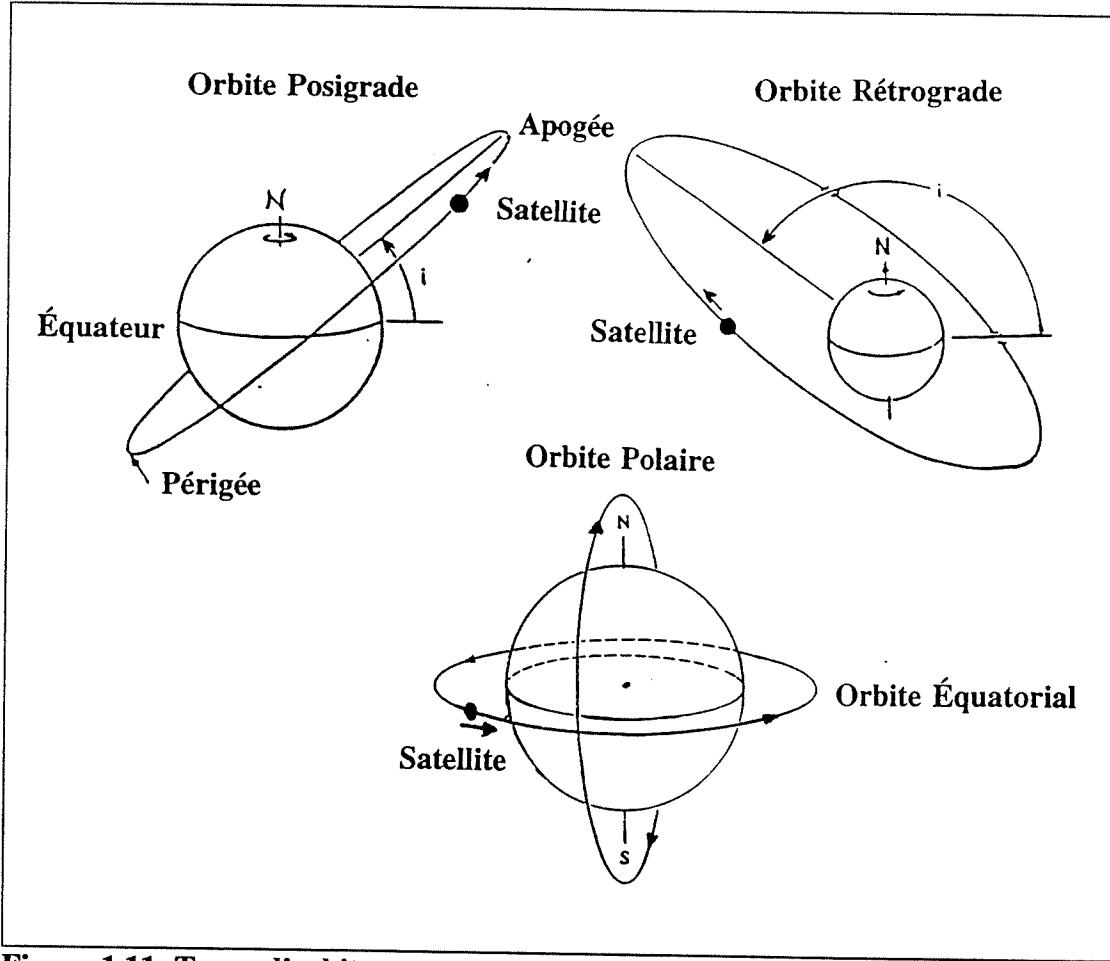


Figure 1.11, Types d'orbites

w : argument du périgée

L'apogée A_p est le point le plus éloigné de la Terre que le satellite atteint sur son orbite elliptique, alors que le périgée P_e est celui le plus rapproché (voir Figure 1.12, Orbite d'un satellite, et la Figure 1.9). L'argument du périgée w est l'angle entre le noeud ascendant et le périgée:

$$w = \angle(\overline{OA_n}, \overline{OP_e})$$

$\overline{OA_n}$: noeud ascendant

$\overline{OP_e}$: périgée ou direction périfocale

O: centre de la Terre

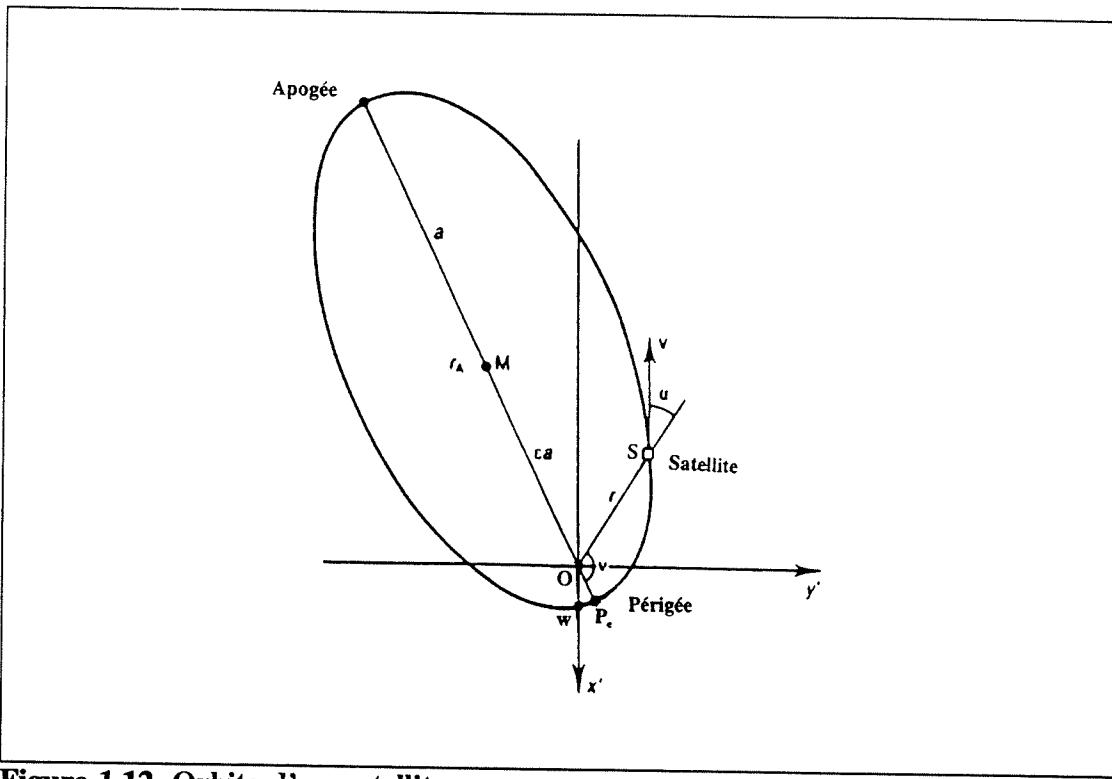


Figure 1.12, Orbite d'un satellite

a : demi-axis majeur

Le demi-axis majeur est la distance entre l'apogée et le périgée, divisée par deux. Notez que cet élément de Kepler est le seul à être une distance finie (voir les Figures 1.7, 1.8 et 1.12); il décrit la taille absolue de l'orbite.

e : excentricité

L'excentricité décrit la forme de l'orbite; il met en relation le demi-axis majeur et le demi-axis mineur tel que:

$$\epsilon = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \quad \begin{array}{l} \text{où } 0 < \epsilon < 1 : \text{orbite elliptique} \\ \epsilon = 0 : \text{orbite circulaire} \end{array}$$

a : demi-axe majeur

b : demi-axe mineur

La Figure 1.7, montre que l'excentricité est la fraction du demi-axe majeur qu'il faut prendre pour obtenir la distance entre le centre de l'orbite et le centre de la Terre. Cet élément de Kepler n'est ni un angle ni une distance, mais plutôt un quotient sans unité.

ν : anomalie vraie

L'anomalie vraie, ou *true anomaly*, décrit la position du satellite sur son orbite elliptique; l'anomalie vraie est l'angle entre le périgée et le satellite (voir les Figures 1.9 et 1.12):

$$\nu = \angle(\overline{OP_e}, \overline{OS})$$

$\overline{OP_e}$: périgée ou direction périfocale

\overline{OS} : satellite

O: centre de la Terre

Le qualificatif "vraie" est utilisé ici pour distinguer l'anomalie vraie ν de l'anomalie moyenne M et de l'anomalie excentrée E. Notez bien que l'anomalie est le seul élément de Kepler parmi les six qui varient en fonction du temps; les cinq autres restent constants si le mouvement du satellite n'est pas perturbé. On exprimera donc l'anomalie en fonction du temps de la manière suivante:

$$E(t) = M(t) + e \sin(E(t))$$

$$\begin{aligned}\sin(v(t)) &= \frac{\sqrt{1-e^2}\sin(E(t))}{1-e\cos(E(t))} \\ \cos(v(t)) &= \frac{\cos(E(t))-e}{1-e\cos(E(t))} \\ v(t) &= \arctan \frac{\sin(v(t))}{\cos(v(t))}\end{aligned}$$

où

M(t): anomalie moyenne (ou *mean anomaly*)

E(t): anomalie excentrée (ou *excentric anomaly*)

v(t): anomalie vraie (ou *true anomaly*)

Le message de navigation d'un satellite contient, soit directement ou indirectement, chacun de ces six éléments de Kepler ainsi que d'autres données qui permettent de les corriger afin d'obtenir une plus grande précision lors du calcul de la position du satellite. Nous verrons plus tard, en détail, l'algorithme du calcul de la position des satellites, indispensable pour résoudre notre équation de navigation. Toutes ces données relatives à la position du satellite constituent ce qu'on appelle les données d'éphémérides.

Le message de navigation contient aussi des données permettant de calculer la dérive en fréquence de l'horloge à bord du satellite. Nous verrons ensuite l'algorithme qui permet d'utiliser ces données afin de corriger les pseudo-distances mesurées par le récepteur GPS.

Finalement, le message de navigation contient des données qui permettent de vérifier la validité des éphémérides et des données d'horloge, ainsi que des messages provenant du segment de contrôle.

1.3 Le segment de contrôle

La fonction première du segment de contrôle est d'assurer à l'utilisateur une précision fiable ou prédéterminée sur les données de navigation (4).

Le segment se compose de quatre stations de surveillance (MS: *Monitor Station*), d'une station de télémétrie (ULS: *Upload Station*), et d'une station de contrôle maîtresse (MCS: *Master Control Station*) (voir la Figure 1.13, Relation entre le SC, le SU et le SS).

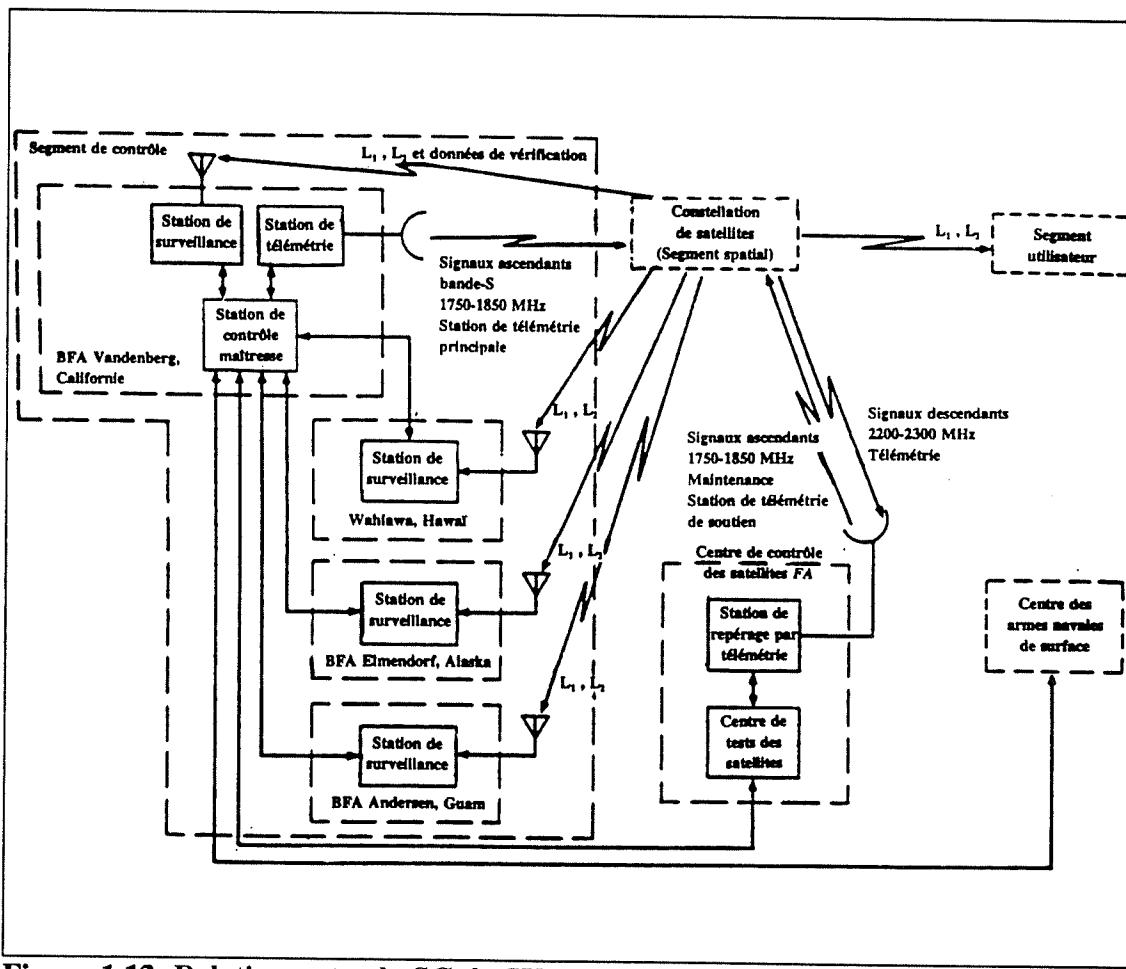


Figure 1.13, Relation entre le SC, le SU et le SS

Les quatre MS sont localisés à Hawaï, en Alaska (Elmendorf), au Guam et en Californie (Vanderberg). Elles jouent le rôle de banque de données et elles sont contrôlées directement par la MCS. Chaque MS possède un récepteur quatre-canaux (poursuite de quatre satellites en même temps), des capteurs environnementaux, une horloge atomique et une centrale de calcul. Les capteurs environnementaux recueillent des données météorologiques pour une correction ultérieure des délais de signal causés par le passage de celui-ci dans la troposphère et l'ionosphère. Le récepteur mesure la pseudo-distance qui le sépare du satellite ainsi que sa dérive par rapport au temps (mesure Doppler).

La station ULS localisée à Vandenberg sert d'interface entre la MCS et les satellites; c'est une communication unidirectionnelle du MCS vers les satellites. Les satellites émettent leurs données de vérification de télémétrie avec le message de navigation. Alors tous les usagers les reçoivent mais seuls les MS et la MCS les utilisent (voir Figure 1.14, Interface entre la MCS et les satellites).

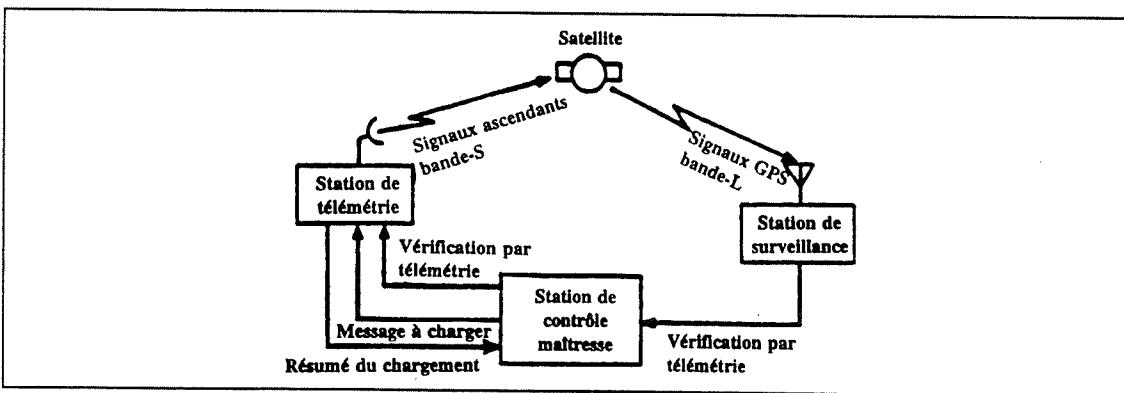


Figure 1.14, Interface entre la MCS et les satellites

La MCS, aussi localisée à Vandenberg, assure et supervise le contrôle de toutes les opérations. Régulièrement, elle récolte les données provenant des MS, calcule les éphémérides et la dérive en fréquence des horloges atomiques embarquées

et effectue des diagnostics. La MCS envoie des commandes à l'ULS afin de modifier les données fournies à l'utilisateur.

A noter que les données fournies à l'usager sont calculées au complet par la MCS, alors la position calculée par le récepteur est dépendante à 100% du bon vouloir du Département de la Défense Américaine (D.O.D.).

1.4 Le segment utilisateur

Toute personne qui désire obtenir sa position avec l'aide d'un récepteur GPS fait partie du segment utilisateur, et le nombre toujours croissant d'usagers le rend de plus en plus important. En tant qu'utilisateur, nous étudierons en détail l'idée de base du système GPS, les codes pseudo-aléatoires émis par les VS, la relation entre la distance et le temps dans le système GPS, le message de navigation qui nous permet de calculer la position des VS et, enfin, la solution de l'équation de navigation. Tous ces sujets sont fondamentaux pour bien comprendre le récepteur GPS XR4-PC du laboratoire d'asservissement (que nous verrons au CHAPITRE II), ainsi que l'émulateur de récepteur GPS (que nous étudierons au CHAPITRE III).

1.4.1 L'idée de base

Le GPS s'appuie essentiellement sur le calcul des distances: un utilisateur connaîtra sa position en mesurant les distances le séparant d'un groupe de points de référence dont il connaît déjà la position. Les points de référence sont les VS (voir Figure 1.15, L'idée de base du GPS).

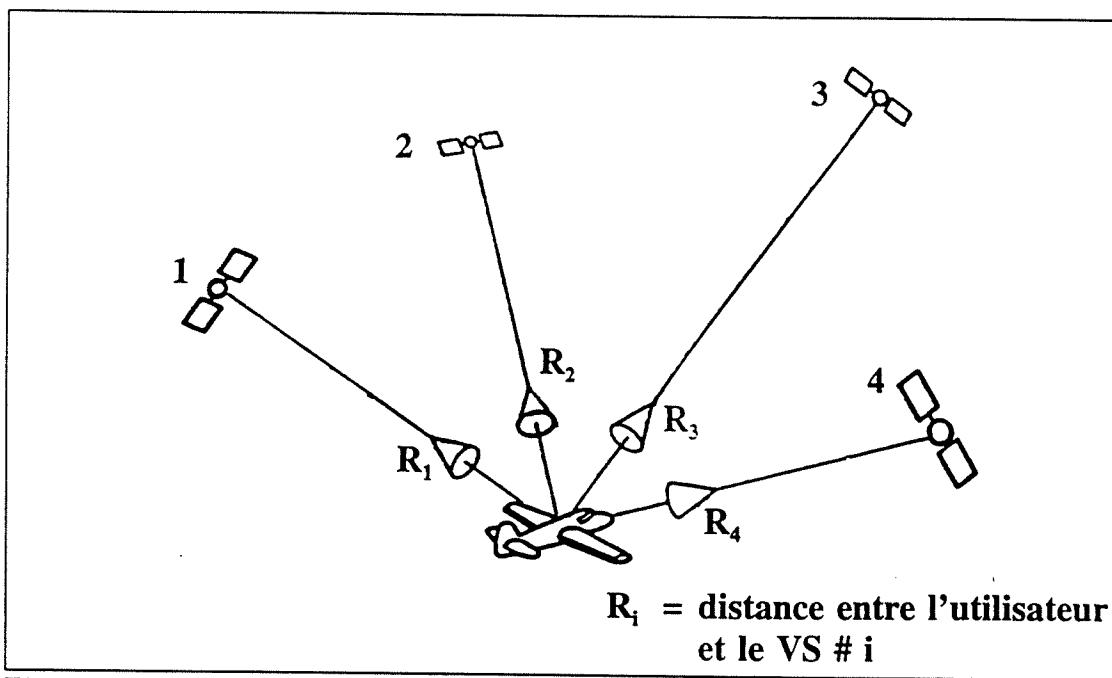


Figure 1.15, L'idée de base du GPS

A la section 1.4.3, nous examinerons comment est effectuée la mesure de la distance entre l'utilisateur et un VS, et à la section 1.4.4.1, de quelle façon les données d'éphémérides contenues dans le message de navigation permettent de calculer précisément la position du VS dans l'espace.

Les fréquences f_{L_1} et f_{L_2} étant dans la bande-L du spectre de fréquence, l'utilisateur peut recevoir les signaux d'un satellite seulement s'il est directement visible. L'utilisateur, qui est près ou sur la surface terrestre, pourra alors utiliser les satellites qui sont visibles au-dessus de l'horizon; il y a toujours de 6 à 11 VS visibles en tout lieu et en tout temps. La Figure 1.16, "Utilisateur GPS dans le système de CFT", illustre la géométrie GPS typique.

Pour déterminer quel est le nombre minimal de satellites requis pour déterminer la position de l'utilisateur dans l'espace en trois dimensions, il suffit de faire la démonstration qui suit.

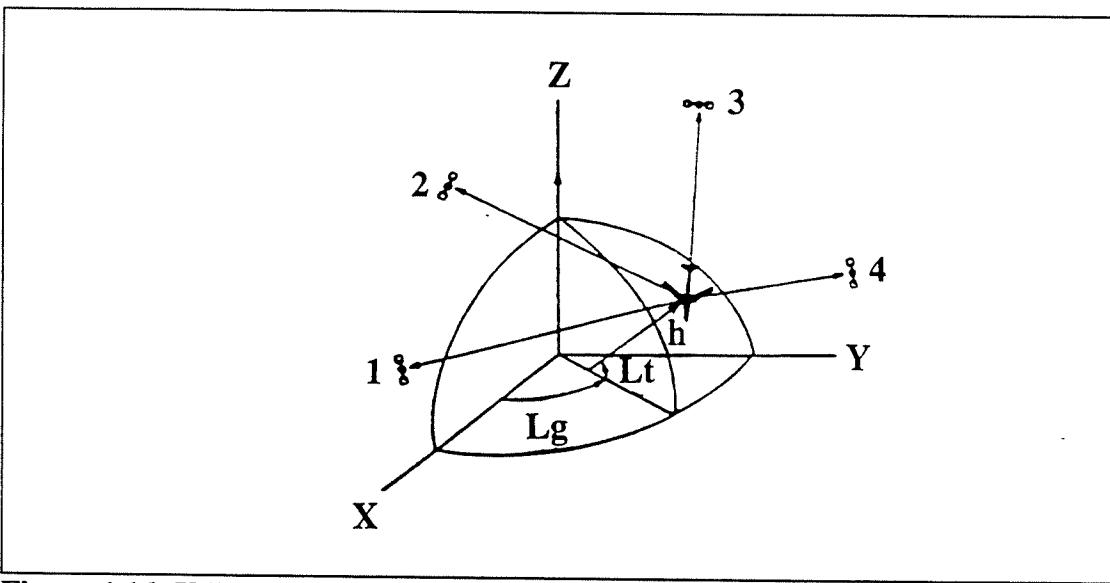


Figure 1.16, Utilisateur GPS dans le système de CFT

Si, par hypothèse, nous sommes à la distance D_1 d'un satellite S_1 , alors le lieu des points où l'on peut se situer est un sphéroïde (surface sphérique) dont le centre est la position S_1 et de rayon D_1 (voir la Figure 1.17, Premier satellite).

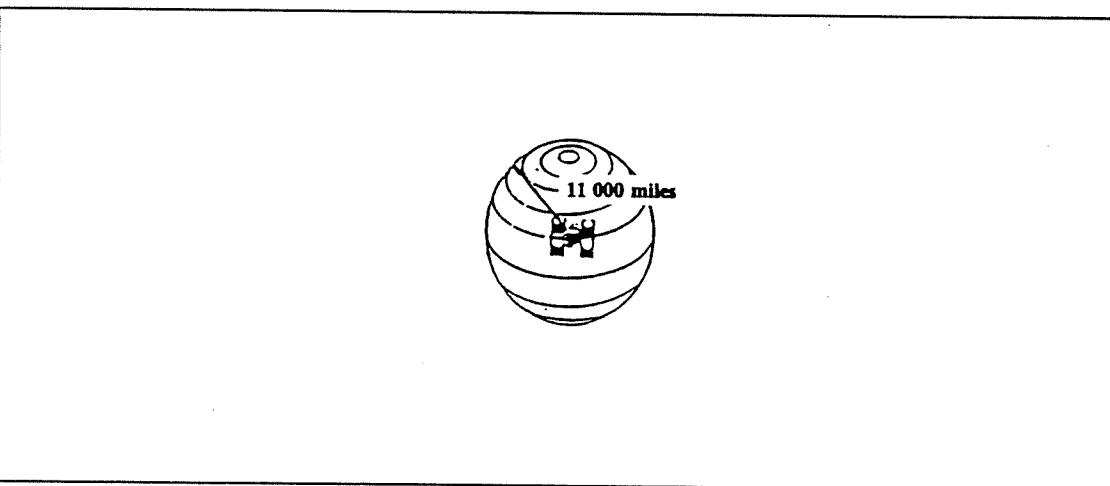


Figure 1.17, Premier satellite

De plus, si nous nous trouvons à la distance D_2 d'un deuxième satellite S_2 , l'intersection des deux sphéroïdes serait un cercle; les centres et les rayons des deux

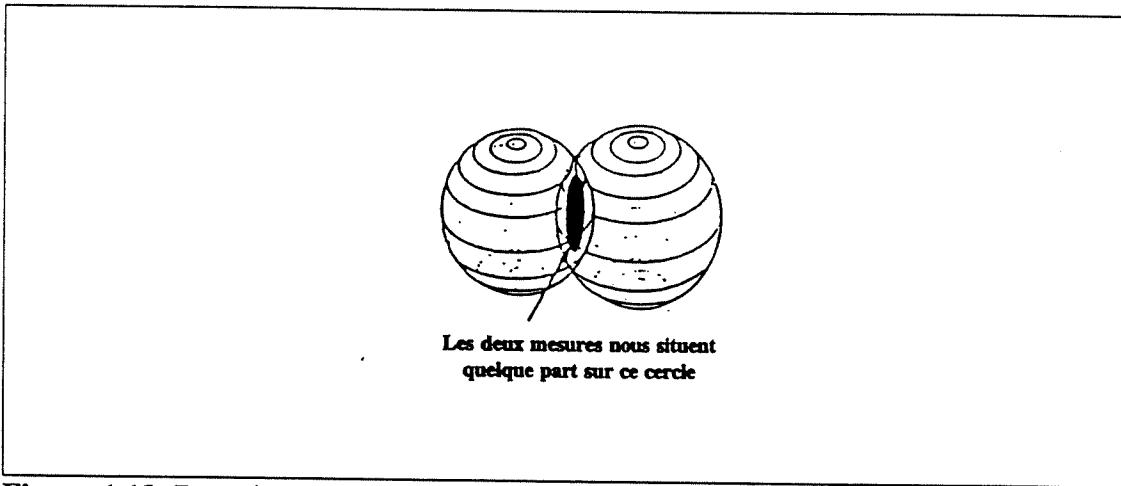


Figure 1.18, Deuxième satellite

sphéroïdes étant S1, S2 et D1, D2, respectivement (voir Figure 1.18, Deuxième satellite). Ce cercle représenterait le lieu de points où l'on peut se situer, étant donné les deux satellites.

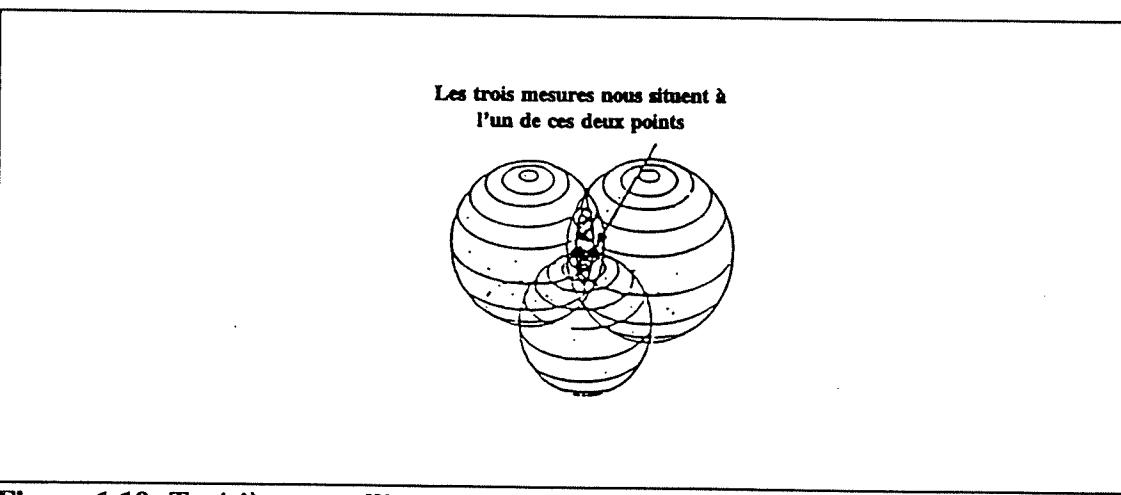


Figure 1.19, Troisième satellite

Un troisième satellite nous procurerait un troisième sphéroïde de centre S3 et de rayon D3. L'intersection des trois sphéroïdes serait une paire de points; les centres et les rayons des trois sphéroïdes seraient S1, S2 et S3, et D1, D2 et D3, respectivement (voir Figure 1.19, Troisième satellite). Cette paire de points représenterait le lieu de points où l'on peut se situer, étant donné les trois satellites.

Dans la pratique, on doit rejeter une de ces deux solutions parce qu'elle ne correspond pas à la réalité. La solution retenue résout alors le problème de positionnement avec trois satellites.

Un quatrième satellite pourrait éventuellement intervenir afin d'éliminer toute ambiguïté entre les deux points possibles, mais nous verrons plus loin que ce quatrième satellite sera nécessaire pour une autre raison.

La solution avec trois satellites suppose que nous pouvons mesurer les distances D1, D2 et D3 avec une très grande précision. Nous verrons à la section 1.4.3 que les mesures de distance, entre l'usager et les VS, sont affectées par l'erreur de l'horloge de l'usager. Cette erreur est la différence entre le temps indiqué par l'horloge de l'usager et le temps GPS qui est calculé par le MCS. Le MCS utilise plusieurs horloges atomiques au césium (5) pour obtenir ce temps GPS d'une très grande précision, essentiel au système GPS. Toutes les mesures de temps doivent être synchronisées avec ce temps GPS, directement ou indirectement, par des corrections calculées.

Lors du lancement d'un satellite, celui-ci transporte à son bord une horloge atomique qui a été synchronisée avec le temps GPS. Même si cette horloge est d'une très grande précision, plus le satellite vieillit, plus elle dérive par rapport au temps GPS. En terme de précision de positionnement, une nano-seconde d'erreur dans le temps équivaut à environ 0,3 mètre d'erreur sur la mesure de distance entre l'usager et le VS. L'erreur de l'horloge atomique du satellite est transmise à l'usager dans le message de navigation de ce même satellite; ceci permet à l'usager de tenir compte de cette erreur par des calculs de correction d'horloge.

Les usagers du GPS ne peuvent, en général, se permettre d'avoir une horloge atomique dans leur récepteur. Ils utilisent plutôt une horloge à quartz, ou de

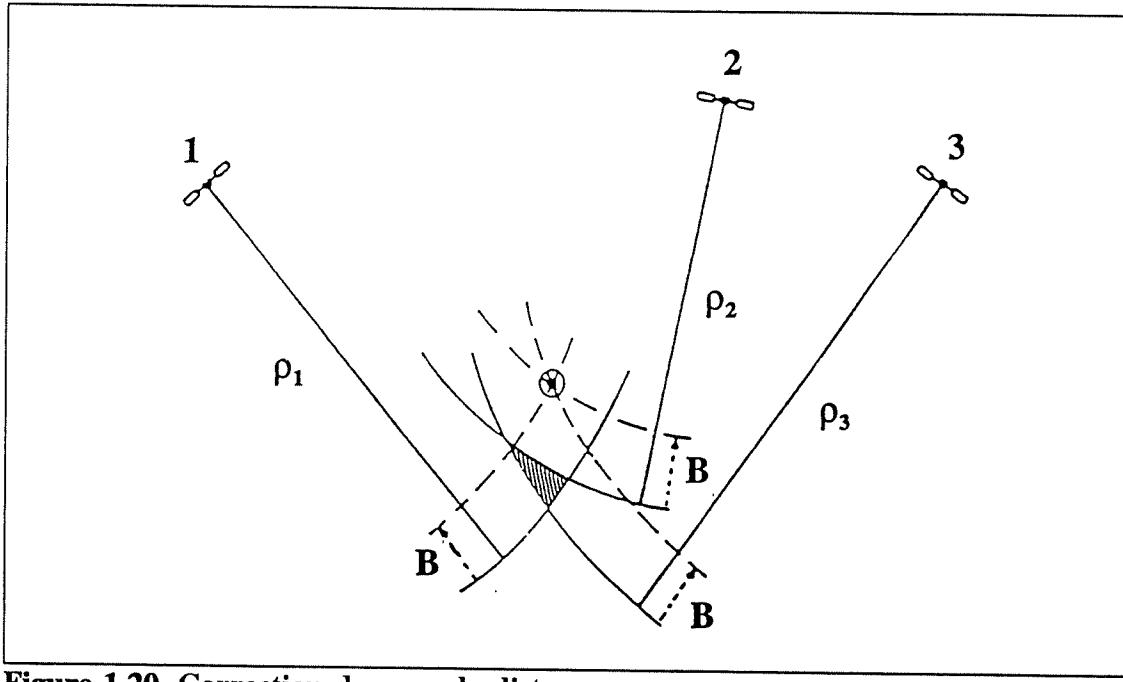


Figure 1.20, Correction des pseudo-distances

précision équivalente, et l'erreur de celle-ci doit être déterminée afin de la corriger. Cette erreur affecte de façon équivalente toutes les distances mesurées sur un intervalle de temps relativement court. Les distances mesurées qui ne tiennent pas compte de l'erreur de l'horloge sont appelées pseudo-distances. Une fois l'erreur de l'horloge déterminée, une pseudo-distance peut être convertie en distance réelle par de simples calculs de correction (voir Figure 1.20, Correction des pseudo-distances).

Supposons que nos trois sphéroïdes définis précédemment aient pour rayons respectifs:

$$\rho_1 = D_1 + B \quad : \text{pseudo-distance du 1er VS}$$

$$\rho_2 = D_2 + B \quad : \text{pseudo-distance du 2ème VS}$$

$$\rho_3 = D_3 + B \quad : \text{pseudo-distance du 3ème VS}$$

où

- D₁ : distance réelle du 1er VS
- D₂ : distance réelle du 2ème VS
- D₃ : distance réelle du 3ème VS
- B : erreur de synchronisation entre l'horloge du récepteur et le temps de référence GPS.

Pour estimer B de façon pratique, il suffit d'ajouter ou de soustraire une même quantité de distance à nos pseudo-distances jusqu'à ce que l'intersection des 3 sphères se réduisent en un point (voir Figure 1.20). Cette perturbation constituera une nouvelle inconnue à ajouter aux trois coordonnées de notre position.

Un quatrième satellite est utilisé de façon à ce qu'un système de quatre équations à quatre inconnues (nos trois coordonnées de position et la perturbation B) puisse être défini de la façon suivante (2):

$$\begin{aligned}\rho_1 &= \sqrt{(x_1-x)^2 + (y_1-y)^2 + (z_1-z)^2} + B \\ \rho_2 &= \sqrt{(x_2-x)^2 + (y_2-y)^2 + (z_2-z)^2} + B \\ \rho_3 &= \sqrt{(x_3-x)^2 + (y_3-y)^2 + (z_3-z)^2} + B \\ \rho_4 &= \sqrt{(x_4-x)^2 + (y_4-y)^2 + (z_4-z)^2} + B\end{aligned}$$

où les CFT de l'usager sont (x,y,z) et les CFT des satellites sont (x_k,y_k,z_k) pour k de 1 à 4. Une solution itérative de ce système d'équation sera vue à la section 1.4.5. Ce système d'équation constitue ce qui est appelé l'équation de navigation, et il n'existe qu'un seul ensemble de paramètres {x,y,z,B} qui le satisfait.

1.4.2 Codes pseudo-aléatoires

La fréquence de l'horloge atomique à bord d'un VS est de 10,23 MHz. Toutes les autres fréquences à bord sont synchronisées avec l'horloge atomique et en sont

des multiples ou sous-multiples. Ceci inclut la fréquence $f_{L1} = 154 \times 10,23 \text{ MHz} = 1575,42 \text{ MHz}$ et la fréquence $f_{L2} = 120 \times 10,23 \text{ MHz} = 1227,6 \text{ MHz}$. Le signal transmis à f_{L1} est modulé en quadrature par deux codes dits pseudo-aléatoires. L'un est dénommé C/A-code pour *Coarse Acquisition code* (Acquisition rapide ou grossière), l'autre est dénommé P-code pour *Precise code*. Le signal transmis à f_{L2} est modulé par le P-code seulement. Les deux signaux transmis à f_{L1} et f_{L2} sont aussi modulés par le message de navigation qui a un taux de 50 bps.

Les codes pseudo-aléatoires sont utilisés pour deux raisons:

- 1) L'identification du VS: chaque satellite transmet un code pseudo-aléatoire unique. On identifie le satellite qui transmet le signal que l'on reçoit en comparant son code au code de tous les satellites qui sont calculés comme étant visibles. Le récepteur peut générer n'importe quel code transmis par les VS pour fin de comparaison.
- 2) La mesure du temps de transit du signal: si l'on sait à quel temps GPS un code a été transmis et à quel temps GPS nous l'avons reçu, le temps de transit est la différence entre les deux temps GPS (nous verrons à la section suivante comment on détermine la pseudo-distance à partir de cette mesure de temps de transit).

Le P-code est une longue séquence d'une durée de sept jours au taux de 10,23 Mbps. Cependant, il est difficile à capter. Le C/A-code est normalement capté en premier; c'est une séquence d'une durée de 1 ms au taux de 1,023 Mbps. Il donne une mesure 10 fois moins précise que le P-code, mais il est beaucoup plus facile à capter. Une fois le C/A-code capté, on peut accéder au P-code pour obtenir plus de précision. Ce transfert n'est possible que si on détient une clé de décodage du P-code; en général, seuls les utilisateurs militaires détiennent une telle clé.

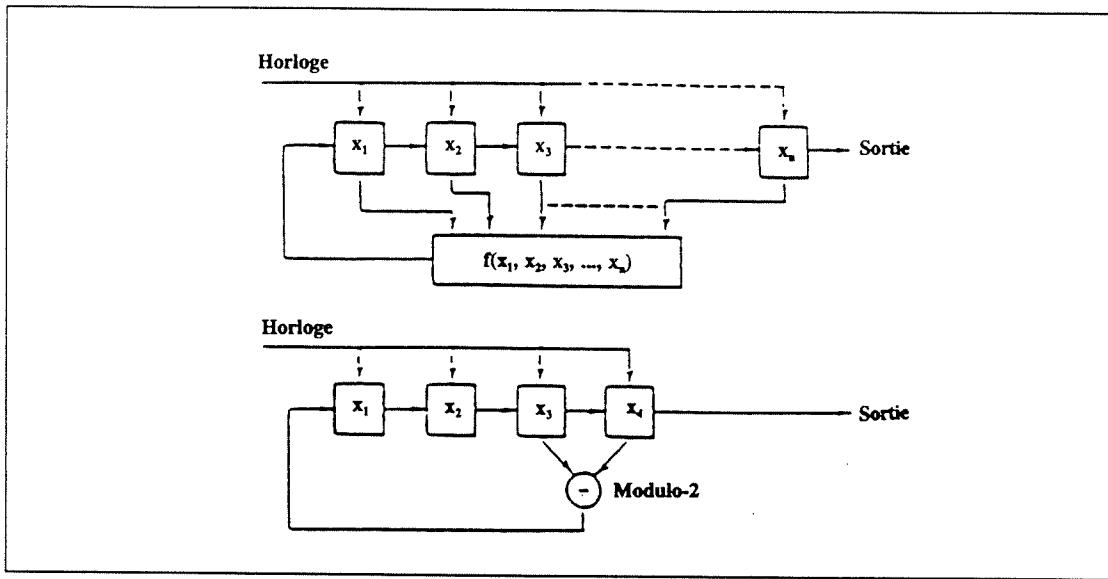


Figure 1.21, Registre à décalage

La transmission des codes pseudo-aléatoires est synchronisée avec le temps GPS. Chaque usager peut donc déterminer à quel bit chaque satellite est rendu dans sa séquence de codes, et ce, à tout moment. Cette synchronisation est cruciale pour la mesure du temps de transit du signal GPS entre le VS et l'usager. Les codes C/A et P sont générés par des registres à décalage (voir Figure 1.21, Registre à décalage). A chaque coup d'horloge, on réinjecte dans la première cellule une combinaison logique $f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ des autres cellules, et on décale l'ancien contenu des autres cellules d'un cran.

Les signaux transmis par le VS numéro i sont décrits par des équations de la forme suivante:

$$S_{L1,i} = A_p X P_i(t) D_i(t) \cos(w_1 t + \Theta_i) + A_c X G_i(t) D_i(t) \sin(w_1 t + \Theta_i)$$

$$S_{L2,i} = B_p X P_i(t) D_i(t) \cos(w_2 t + \Theta_i)$$

où

| | |
|-------------------|---|
| $S_{L1,i}$ | : signal transmis à la fréquence f_{L1} |
| A_p | : amplitude du P-code à la fréquence f_{L1} |
| $XP_i(t)$ | : P-code d'amplitude ± 1 à un taux de 10,23Mbps |
| $D_i(t)$ | : message de navigation d'amplitude ± 1 à un taux de 50 bps |
| $w_1=2\pi f_{L1}$ | : fréquence angulaire du signal à f_{L1} |
| Θ_i | : bruit de phase ou dérive de l'horloge |
| A_c | : amplitude du C/A-code à la fréquence f_{L1} |
| $XG_i(t)$ | : C/A-code d'amplitude ± 1 à un taux de 1,023Mbps |
| B_p | : amplitude du P-code à la fréquence f_{L2} |
| $w_2=2\pi f_{L2}$ | : fréquence angulaire du signal à f_{L2} |

Le signal $S_{L1,i}(t)$ est modulé en quadrature par le P-code et le C/A-code. On peut facilement extraire les codes du signal reçu par les opérations suivantes:

$$\begin{aligned} S_{L1,i}(t) \cos(w_1 t + \Theta_i) + \text{filtre passe-bas} &= A_p X P_i(t) D_i(t) / 2 \\ S_{L1,i}(t) \sin(w_1 t + \Theta_i) + \text{filtre passe-bas} &= A_c X G_i(t) D_i(t) / 2 \end{aligned}$$

Pour trouver le message de navigation, il suffit de générer le code $XG_i(t)$ au niveau du récepteur et de le synchroniser à celui transmis par le VS. Comme $XG_i(t)$ est un code biphasé (± 1), $XG_i(t) XG_i(t) = 1$, quel que soit t . Alors:

$$[A_c X G_i(t) D_i(t)] X G_i(t) = A_c D_i(t)$$

A noter que le récepteur GPS XR4-PC du laboratoire d'asservissement utilise seulement le C/A-code à la fréquence f_{L1} .

1.4.3 Distance et temps

Comment est mesurée la distance D entre le satellite et le récepteur? Simplement en mesurant le temps de transit Δt du signal GPS depuis son émission du satellite jusqu'au récepteur. Comme la vitesse d'une onde radio dans le vide est celle de la lumière $c \approx 3 \times 10^8 \text{ m/s}$:

$$D = c \Delta t = c (t_r - t_s)$$

où

t_s : temps où le signal a été émis

t_r : temps de réception du signal

Pour mesurer le temps de transit du signal GPS, on utilise le code pseudo-aléatoire contenu dans celui-ci, ainsi que la synchronisation du satellite et du récepteur par rapport au temps GPS.

Supposons que ce code soit la série de chiffres 0123456789, émise indéfiniment (voir Figure 1.22, Mesure du temps de transit) et que chaque chiffre ait une durée T. Le décalage entre le signal reçu et le signal généré au niveau du récepteur représente exactement le temps de transit $\Delta t = t_r - t_s$. Pour le déterminer, il suffit de déplacer le signal généré par le récepteur jusqu'à ce qu'il coïncide avec le signal reçu. Cette opération se nomme autocorrélation; lorsque les deux signaux coïncident, on atteint le maximum d'autocorrélation. Le nombre de chiffres décalés représente le nombre de périodes T contenu dans Δt . Dans la figure ci-dessus, $\Delta t = 5 T$.

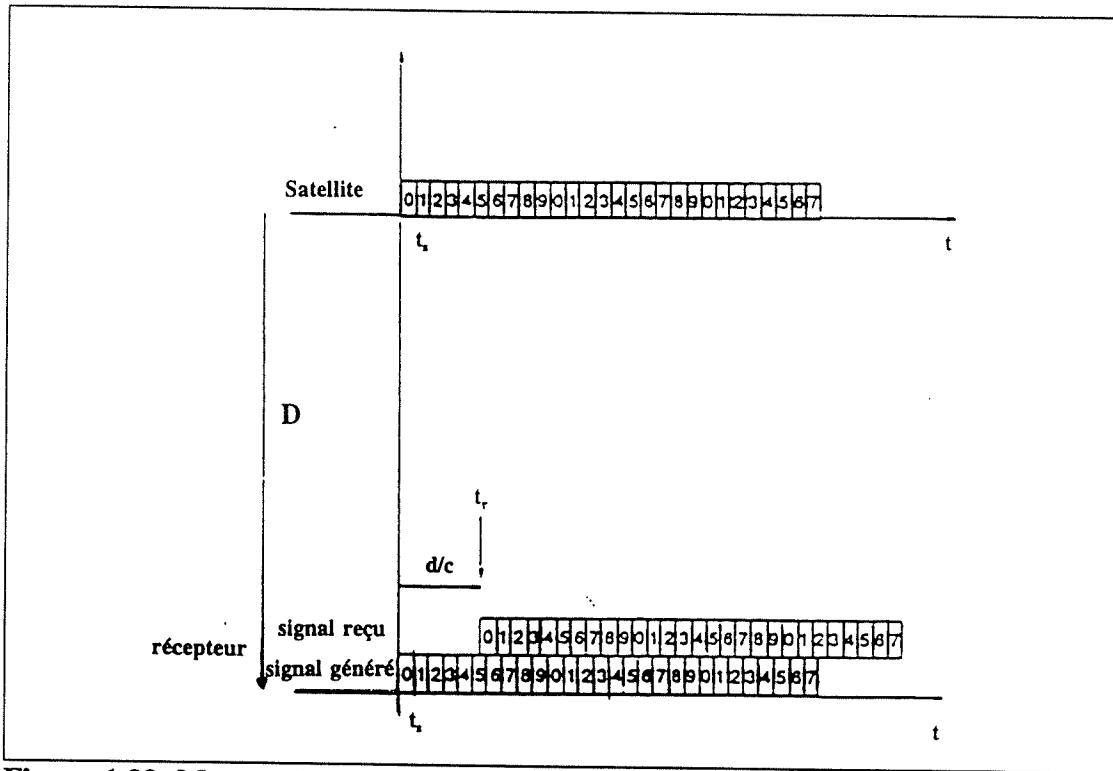


Figure 1.22, Mesure du temps de transit

Plus T est faible, plus la précision de la corrélation est élevée. Donc, plus le taux de transmission de la séquence est élevé, plus la précision est augmentée. C'est ce qui différencie le C/A-code (le taux de 1,023 Mbps équivaut à $T = 978\text{ns}$ alors $\Delta D = cT = 293\text{m}$) du P-code (le taux de 10,23Mbps équivaut à $T = 97,8\text{ns}$ donc $\Delta D = cT = 29,3\text{m}$).

Dans le développement précédent, nous avons présumé que le récepteur et le satellite étaient parfaitement synchronisés avec le temps GPS. Or, nous avons vu à la section 1.4.1 que ce n'est pas le cas. En effet, tout le monde ne peut se permettre d'avoir un récepteur à horloge atomique chez soi. On se contente habituellement d'une horloge à quartz beaucoup moins stable.

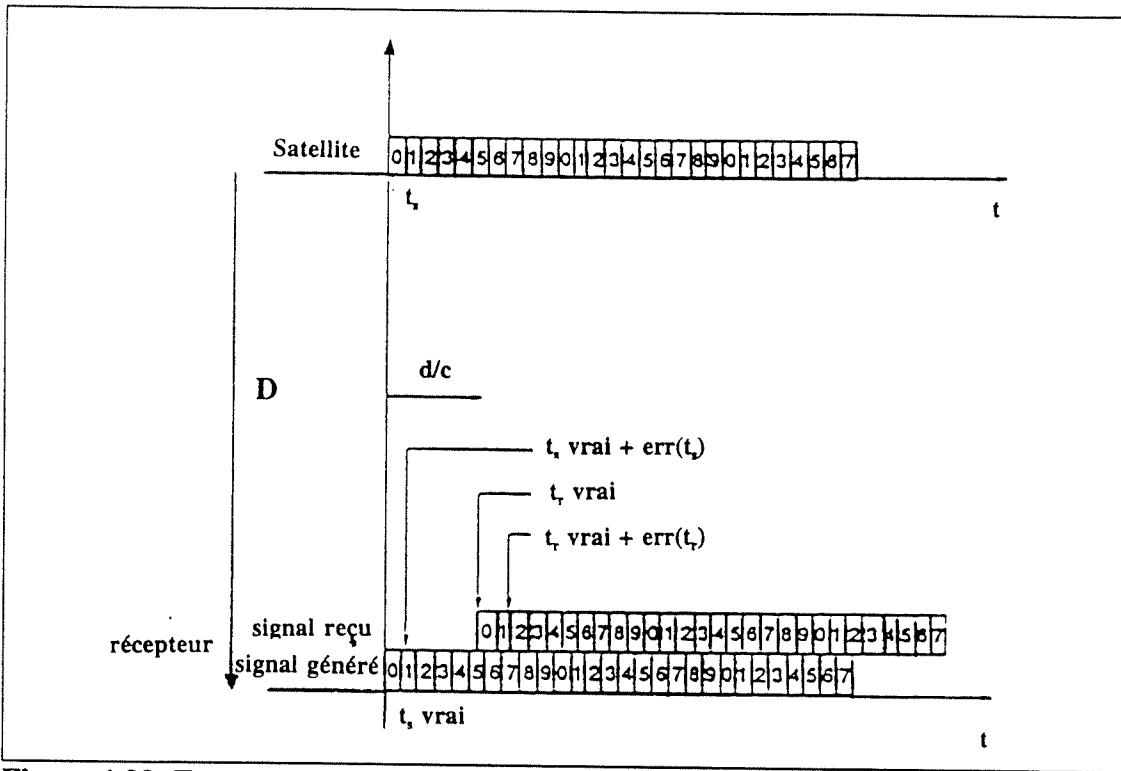


Figure 1.23, Erreurs sur la mesure du temps de transit

Le temps de réception du signal GPS est erroné d'une quantité $\text{err}(t_r) = c/B$ (voir Figure 1.23, Erreurs sur la mesure du temps de transit). C'est cette erreur que la mesure d'un quatrième satellite va pouvoir corriger, car elle constitue la quatrième inconnue du système d'équation de navigation.

On aura aussi une erreur sur le temps de transmission $\text{err}(t_s)$ du signal GPS; les horloges atomiques n'étant pas exactement synchronisées avec le temps GPS. Cette erreur est fournie dans le message de navigation décodé par le récepteur. Son modèle est un polynôme de second ordre:

$$\text{err}(t_s) = \Delta t_{VS} = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oh}) + a_{f2}(t - t_{oh})^2 + \Delta t_R - T_{DG}$$

où

t : temps GPS courant

t_{oh} : temps de référence du modèle d'erreur de l'horloge

a_{f0}, a_{f1} et a_{f2} : coefficients du modèle polynomial

$\Delta t_R = Fe\sqrt{a} \sin(E_k)$: correction relativiste

T_{DG} : délai de groupe ionosphérique pour récepteur mono-fréquence, calculé par le MCS

La correction relativiste utilise les données suivantes:

$$F = \frac{-2 \sqrt{\mu}}{c^2} \quad : \text{constante pour la correction relativiste}$$

$$F = -4,442807633 \times 10^{-10} \text{ s}/\sqrt{\text{m}}$$

$\mu = 3,986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$: constante gravitationnelle universelle de la Terre

e : excentricité de l'orbite du VS

\sqrt{a} : racine carrée du demi-axe majeur de l'orbite du VS

E_k : anomalie excentrée de l'orbite du VS

L'ionosphère, que l'on situe à partir de 70 km au-dessus de la surface de la Terre (voir Figure 1.24, Délais ionosphériques), est constituée de particules chargées qui affectent la vitesse et la trajectoire du signal GPS qui la traverse. Il faut donc apporter une correction à nos mesures du temps de transit.

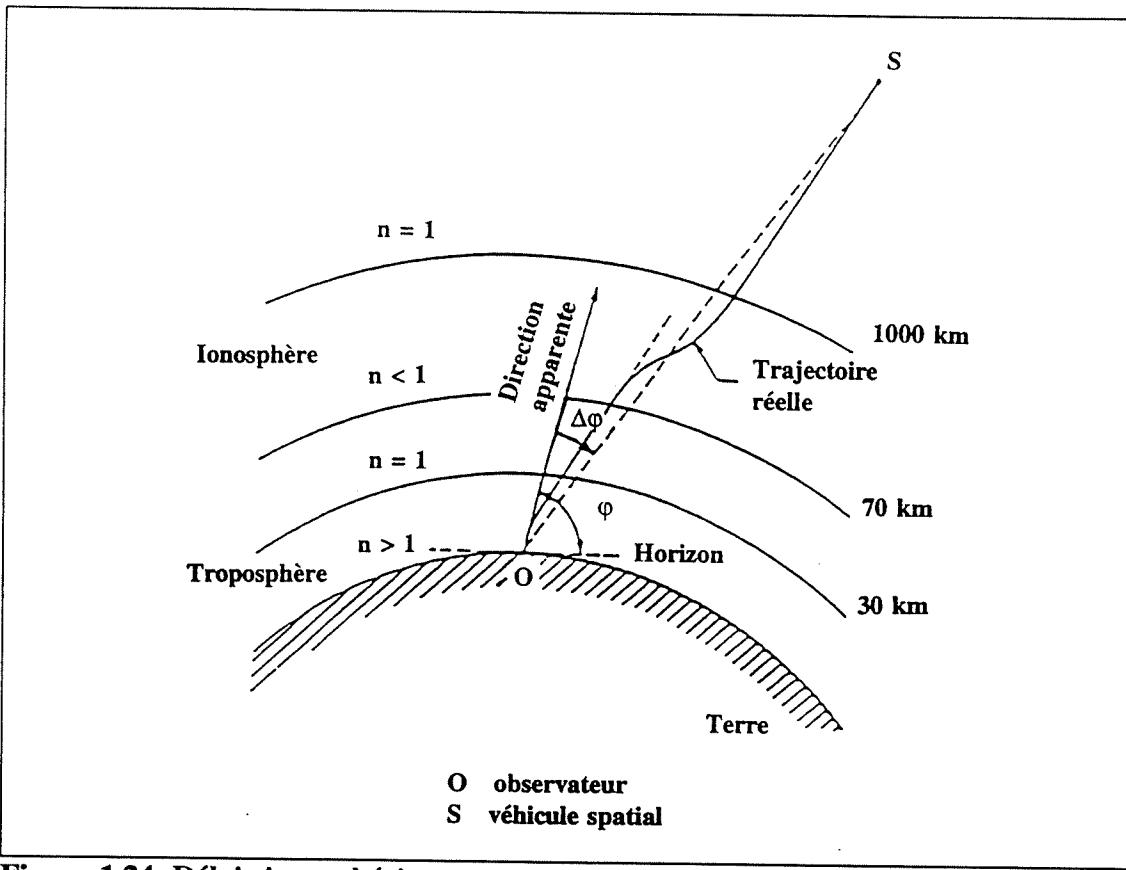


Figure 1.24, Délais ionosphériques

Pour les utilisateurs qui ne possèdent qu'un récepteur mono-fréquence à f_{L1} , le MCS calcule un paramètre de correction pour le délai de groupe ionosphérique. Ce paramètre est transmis à l'utilisateur dans le message de navigation comme étant T_{DG} . Les récepteurs mono-fréquences sont plutôt la norme parmi les récepteurs GPS; ceci inclut le récepteur XR4-PC du laboratoire d'asservissement.

Les utilisateurs qui possèdent un récepteur à deux fréquences f_{L1} et f_{L2} peuvent mesurer le délai occasionné par le passage du signal dans l'ionosphère. En mesurant les pseudo-distances ρ_{L1} et ρ_{L2} entre un satellite et le récepteur aux deux fréquences f_{L1} et f_{L2} respectivement, et puisque le délai est inversement proportionnel à sa fréquence, on obtient:

$$\begin{aligned}\rho_{L1} &= \rho_{corrigée} + \frac{k}{f_{L1}^2} \\ \rho_{L2} &= \rho_{corrigée} + \frac{k}{f_{L2}^2}\end{aligned}\Rightarrow \rho_{corrigée} = \frac{\rho_{L2} - (\frac{f_{L1}}{f_{L2}})^2 \rho_{L1}}{1 - (\frac{f_{L1}}{f_{L2}})^2}$$

On peut donc calculer une pseudo-distance corrigée $\rho_{corrigée}$ pour le délai occasionné par le passage du signal dans la ionosphère.

Il est aussi possible de corriger la pseudo-distance pour le délai occasionné par le passage du signal dans la troposphère (6).

La Figure 1.25, "Schéma-bloc des temps et des corrections du GPS", montre comment le signal GPS est affecté depuis sa transmission du satellite jusqu'au récepteur. Les différentes corrections que l'on peut apporter aux mesures de temps de transit sont aussi illustrées.

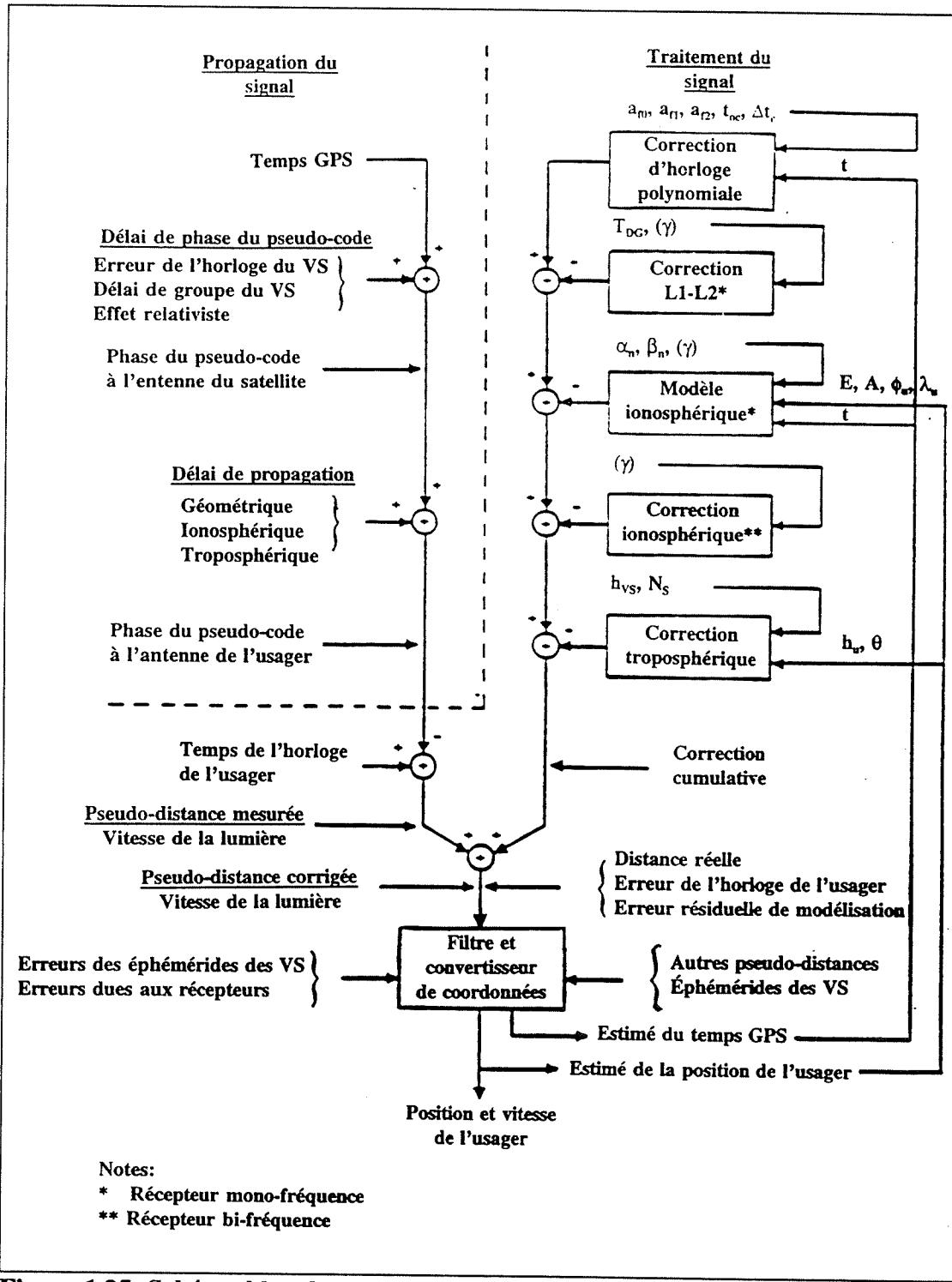


Figure 1.25, Schéma-bloc des temps et des corrections du GPS

La Figure 1.26, "Pseudo-distances", démontre les relations entre les pseudo-distances mesurées et les différentes corrections qu'il faut leur apporter pour tenir compte des erreurs d'horloge (ceux des VS et celle du récepteur) et des délais de propagation des signaux.

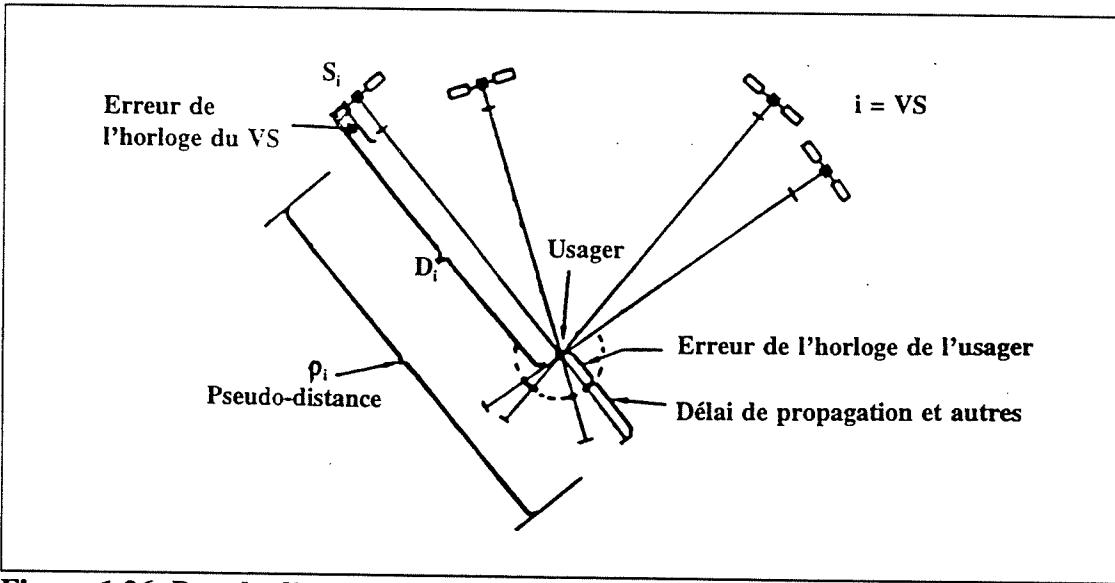


Figure 1.26, Pseudo-distances

1.4.4 Le message de navigation

Les deux signaux transmis à f_{L1} et f_{L2} sont modulés par le message de navigation qui a un taux de 50 bps. La structure générale du message est présentée à la Figure 1.27, "Structure du message de navigation", alors que la structure détaillée est présentée à l'ANNEXE II: "Structure détaillée du message de navigation".

L'unité de base du message est un bloc (ou *frame*) long de 1500 bits; ce bloc est composé de 5 sous-blocs (ou *subframe*) longs de 300 bits chacun. Les sous-blocs 4 et 5 seront alternés 25 fois de façon à ce que la transmission complète des données

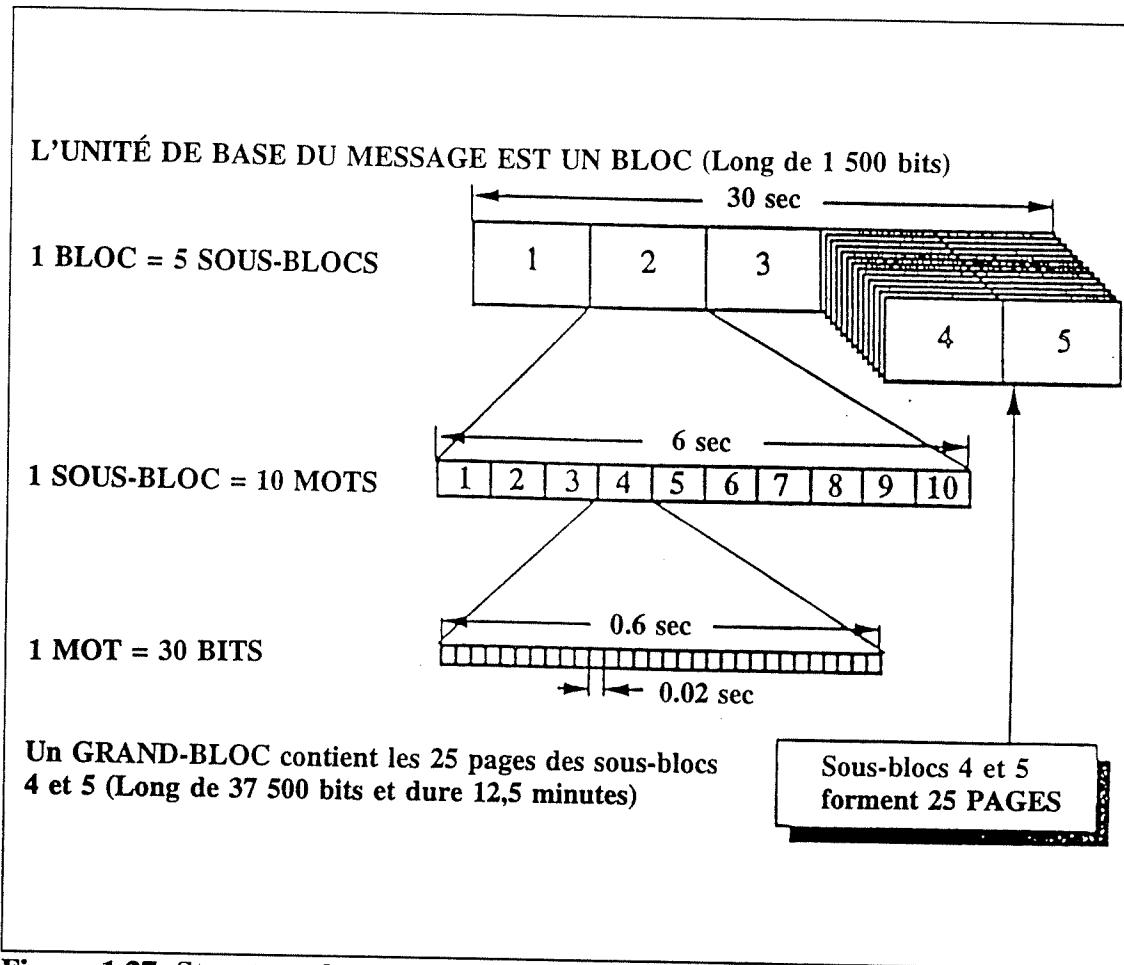


Figure 1.27, Structure du message de navigation

nécessite 25 blocs appelés grand-bloc (ou *master frame*). Chaque sous-bloc est composé de 10 mots (ou *words*) longs de 30 bits chacun. Si le taux de transmission du message de navigation est de 50 bps, nous obtenons les durées présentées au Tableau 1.1, "Durée du message de navigation".

Le contenu général du message est présenté à la Figure 1.28, "Contenu du message de navigation". Voyons chacun des 5 sous-blocs, un par un.

Le contenu du sous-bloc n°1 est présenté au Tableau 1.2, "Paramètres du sous-bloc n°1". Il contient des données concernant le type de code que l'on trouve

Tableau 1.1, Durée du message de navigation

| <u>UNITÉ</u> | <u>DURÉE</u> |
|---------------------|---------------------------|
| 1 bit | 0,02 s |
| 1 mot | 0,6 s |
| 1 sous-bloc | 6,0 s |
| 1 bloc | 30,0 s |
| 1 grand-bloc | 750,0 s = 12,5 min |

sur la fréquence f_{L2} du satellite. La présence de certains types de codes peut varier d'un satellite à l'autre. Le numéro de la semaine GPS depuis le temps zéro est donné afin que le temps GPS soit un temps absolu et sans ambiguïté. Le temps zéro est défini comme étant minuit durant la nuit du 5 au 6 janvier 1980. Notez bien que le temps GPS peut être différent du temps CTU (Coordonnées de temps universel ou UTC pour *Universal Time Coordinates*) puisqu'il est continu, alors que le temps CTU est périodiquement corrigé par quelques secondes pour tenir compte des années bissextiles. La précision disponible à l'utilisateur des données provenant du VS est transmis à l'aide d'un index N (URA, *User Range Error*). Cet index permet de calculer, à l'aide des équations présentées au Tableau 1.2, l'erreur en mètres sur la position du VS. Plus l'index est petit, plus la précision est grande. Un index de 15 et plus indique que les données ne sont pas fiables et que l'utilisateur s'en sert à ses risques. Les données concernant le statut du VS indique si les données contenues dans le message de navigation sont valides, si les signaux à f_{L1} et f_{L2} sont corrects ou faibles et si ce VS est ou sera bientôt non disponible. Le délai de groupe

ionosphérique T_{DG} pour les récepteurs mono-fréquences est calculé par le MCS (voir la section précédente).

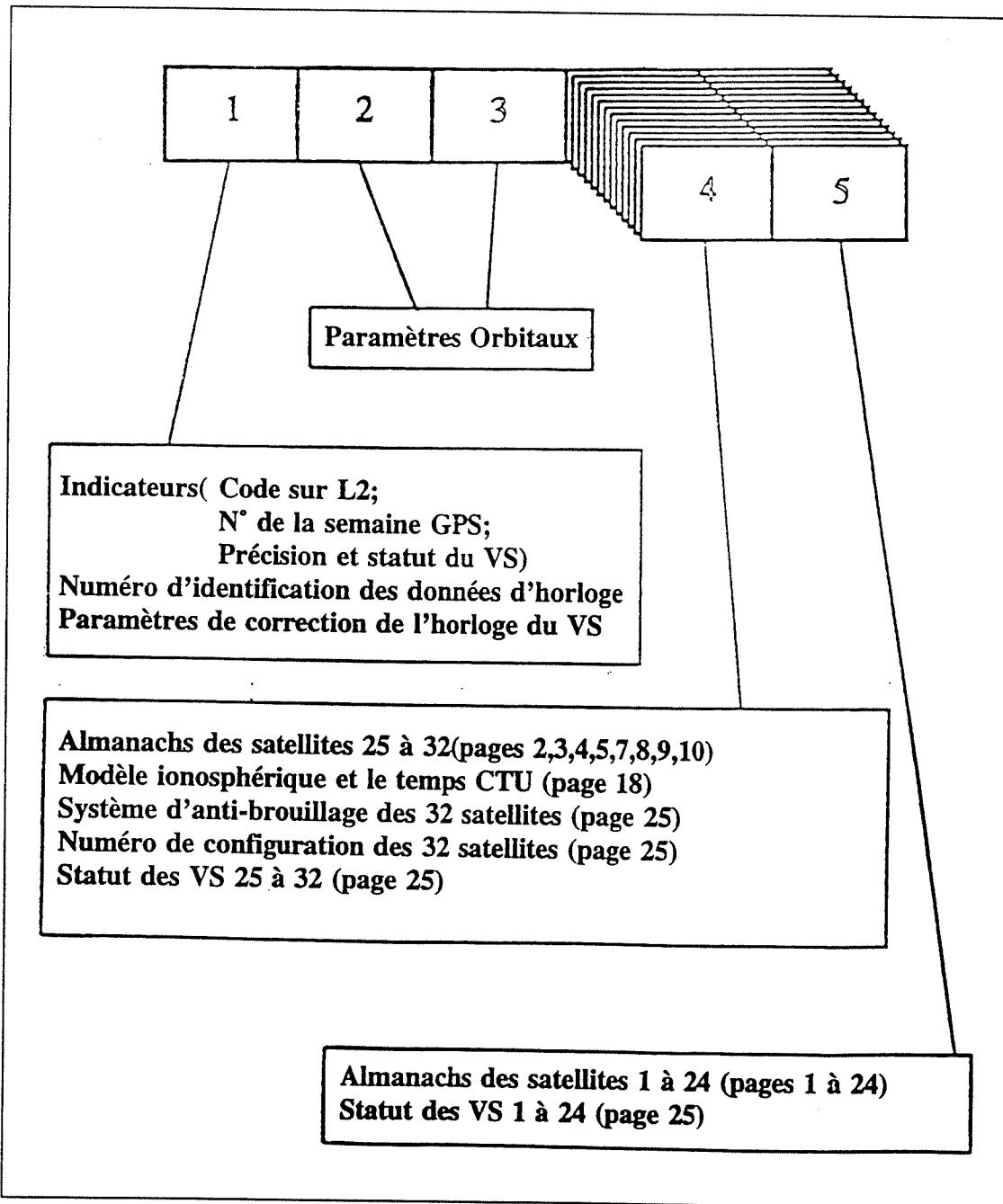


Figure 1.28, Contenu du message de navigation

Le numéro d'identification des données d'horloge NIDH (IODC, *Issue of Data*

Clock) est simplement un index donné à chaque ensemble de paramètres $\{T_{DG}, t_{oh}, a_{f_0}, a_{f_1}, a_{f_2}\}$. Il permet à l'utilisateur de vérifier si les données qu'il utilise proviennent bien d'un même ensemble, et quand elle doivent être regardées de nouveau. Les paramètres du modèle polynomial $\{t_{oh}, a_{f_0}, a_{f_1}, a_{f_2}\}$ sont utilisés afin de corriger l'erreur de l'horloge atomique du VS par rapport au temps GPS, comme nous l'avons vu à la section précédente.

Tableau 1.2, Paramètres du sous-bloc n°1

| Paramètre | Description | Unité |
|-------------------------------------|--|-----------------------|
| Code sur L2 | 01 = P-code sur f_{L2} 10 = C/A-code sur f_{L2} | N/A |
| N° de la semaine GPS | Numéro de la semaine GPS depuis le 5 janvier 1980 | semaine |
| Précision du VS (N) | Erreur sur la position de l'usager due aux éphémérides (URA: <i>User Range Error</i>) $N \leq 6$, URA= $2^{(1+N/2)}$ [m] $6 < N < 15$, URA= $2^{(N-2)}$ [m] $N=15$, A vos risques | N/A |
| Statut du VS | Statut du satellite en général et en particulier concernant les données transmises | N/A |
| T_{DG} | Délai de groupe ionosphérique pour récepteurs mono-fréquences | s |
| NIDH | Numéro d'identification des données d'horloge (IODC: <i>Issue Of Data Clock</i>) | N/A |
| t_{oh} | Temps de référence des données d'horloge | s |
| a_{f_2} a_{f_1} a_{f_0} | Paramètres de correction d'horloge | s/s^2 s/s s |

Le contenu des sous-blocs n°2 et n°3 est présenté au Tableau 1.3, "Paramètres des sous-blocs n°2 et n°3". Alors que le sous-bloc n°1 contient les paramètres de correction pour l'horloge du VS, les sous-blocs n°2 et n°3 contiennent les éphémérides du VS. Ceux-ci permettent de calculer la position du VS dans l'espace.

Le numéro d'identification des données d'éphémérides NIDE (ou IODE: *Issue of Data Ephemeris*) est simplement un index donné à chaque ensemble de paramètres $\{m_o, \Delta n, e, \Omega_o, i_o, w, \Omega', \sqrt{a}, c_{ue}, c_{us}, c_{re}, c_{rs}, c_{ic}, c_{is}, t_{oe}, i', \text{Intervalle d'interpolation}\}$. Il permet à l'utilisateur de vérifier si les données qu'il utilise proviennent bien d'un même ensemble, et quand elles doivent être regardées de nouveau. Les paramètres d'éphémérides $\{m_o, \Delta n, e, \Omega_o, i_o, w, \Omega', \sqrt{a}, c_{ue}, c_{us}, c_{re}, c_{rs}, c_{ic}, c_{is}, t_{oe}, i'\}$ sont utilisés tels que nous verrons à la section suivante 1.4.4.1, "Position des véhicules spatiaux", afin de calculer avec précision la position de l'antenne du satellite dans le système de coordonnées CFT. Même si ces paramètres ressemblent aux éléments de Kepler, ils ne le sont pas comme tels. Ils servent plutôt à déterminer les éléments de Kepler par un algorithme d'interpolation sur un intervalle de quatre ou six heures. Le temps GPS courant est toujours inclus dans cet intervalle et les éléments de Kepler du VS y sont évalués. L'intervalle d'interpolation de l'éphéméride du VS est transmis à l'aide d'un index B (*Curve Fit Interval*) tel que décrit au Tableau 1.3. Les paramètres d'éphémérides transmis par le VS durant la première journée depuis le dernier chargement par télématrice, sont pour des intervalles de quatre heures, alors que ceux transmis durant les 13 jours suivants sont pour des intervalles de six heures.

Tableau 1.3, Paramètres des sous-blocs n°2 et n°3

| Paramètre | Description | Unité |
|--------------------------------|---|------------|
| NIDE | Numéro d'identification des données d'éphémérides (IODE: <i>Issue of Data Ephemeris</i>) | N/A |
| m_0 | Anomalie Moyenne (<i>Mean Anomaly</i>) calculée au temps de référence t_{re} | rad |
| Δn | Déférence avec la valeur n du Mouvement Moyen (<i>Mean Motion</i>) calculée | rad/s |
| e | Excentricité | 1 |
| Ω_0 | Ascension droite (<i>right ascension</i>) à t_{re} | rad |
| i_0 | Inclinaison à t_{re} | rad |
| w | Argument du périhélie (<i>argument of perigee</i>) | rad |
| Ω' | Taux de changement de l'ascension droite | rad/s |
| \sqrt{m} | Racine carrée du demi-axe majeur de l'orbite du VS | \sqrt{m} |
| c_{uc} | Amplitude de l'harmonique cosinus du terme correctif à la latitude | rad |
| c_{us} | Amplitude de l'harmonique sinus du terme correctif à la latitude | rad |
| c_{rc} | Amplitude de l'harmonique cosinus du terme correctif au rayon orbital | m |
| c_{rs} | Amplitude de l'harmonique sinus du terme correctif au rayon orbital | m |
| c_{ic} | Amplitude de l'harmonique cosinus du terme correctif à l'inclinaison | rad |
| c_{is} | Amplitude de l'harmonique sinus du terme correctif à l'inclinaison | rad |
| t_{re} | Temps de référence de l'éphéméride | s |
| i' | Taux de changement de l'angle d'inclinaison | rad/s |
| Intervalle d'interpolation (B) | Intervalle d'interpolation de l'éphéméride (<i>Curve Fit Intervals</i>) B=0, Intervalle = 4 heures B=1, Intervalle = 6 heures | N/A |

Tableau 1.4, Paramètres des sous-blocs n°4 et n°5

| Paramètre | Description | Unité |
|--|--|--|
| ID_VS | Numéro d'identification du satellite $1 \leq ID_VS \leq 32$ | N/A |
| [Statut du VS] _{ID_VS} | Statut du satellite en général et en particulier concernant les données transmises | N/A |
| [m_o] _{ID_VS} | Anomalie Moyenne (<i>Mean Anomaly</i>) calculée au temps de référence [t_{os}] _{ID_VS} | rad |
| [e] _{ID_VS} | Excentricité | 1 |
| [Ω_o] _{ID_VS} | Ascension droite (<i>right ascension</i>) à [t_{os}] _{ID_VS} | rad |
| [δ_i] _{ID_VS} | Correction de l'inclinaison ($i_o=0,30\text{rad}$ par défaut) | rad |
| [w] _{ID_VS} | Argument du périhélie (<i>argument of perigee</i>) | rad |
| [Ω'] _{ID_VS} | Taux de changement de l'ascension droite | rad/s |
| [\sqrt{a}] _{ID_VS} | Racine carrée du demi-axe majeur de l'orbite du VS | \sqrt{m} |
| [a_n] _{ID_VS} [a_m] _{ID_VS} | Paramètres de correction de l'horloge | s/s s |
| [t_{os}] _{ID_VS} | Temps de référence de l'almanach | s |
| [Anti-Brouillage] _{ID_VS} (B) | Système d'anti-brouillage du signal GPS (<i>Anti-Spoofing</i>) B=0, Anti-brouillage inactif B=1, Anti-brouillage actif | N/A |
| [N° de Config.] _{ID_VS} (N) | Numéro de configuration du VS N=0, satellite du bloc I N=1, satellite du bloc II | N/A |
| α_0 α_1 α_2 α_3 β_0 β_1 β_2 β_3 | Paramètres du modèle ionosphérique pour les usagers qui utilisent un récepteur mono-fréquence | s s/rad s/rad ² s/rad ³ s s/rad s/rad ² s/rad ³ |
| Message du MCS | Message spécial du MCS | 22 char ASCII |

Le contenu des sous-blocs n°4 et n°5 est présenté au Tableau 1.4, "Paramètres des sous-blocs n°4 et n°5". Notez bien que ces deux sous-blocs seront alternés 25 fois parmi un ensemble de 25 paires de sous-blocs n°4 et n°5, une paire étant dénommée une page (voir Figure 1.27). Donc, pour obtenir toute l'information contenue dans

les 25 pages, il faut recueillir 25 blocs ou un grand-bloc. Alors que les sous-blocs n°1 à n°3 contiennent des paramètres qui ne s'appliquent qu'au satellite qui les transmet, les sous-blocs n°4 et n°5 contiennent des paramètres concernant tous les satellites de la constellation GPS. En général, tous les satellites transmettent les mêmes 25 pages.

Le numéro d'identification du satellite ID_VS est unique pour chaque VS de la constellation. Il est égal au numéro initial de la phase du code pseudo-aléatoire généré par le VS. Chaque satellite peut donc générer n'importe quel code pseudo-aléatoire; c'est le MCS qui assigne à chaque VS son numéro de phase initial. Les informations concernant les VS sont encadrées à des moments bien précis dans la séquence des 25 pages dépendamment de leur numéro d'identification ID_VS. Même s'il n'y a que 24 satellites dans la constellation GPS, les 25 pages peuvent contenir des informations concernant jusqu'à 32 satellites.

L'ensemble des paramètres $\{m_o, e, \Omega_o, \delta_i, w, \Omega', \sqrt{a}, a_{f1}, a_{f0}, t_{oa}\}$ d'un VS particulier est dénommé l'almanach de ce VS. Ce sont des paramètres semblables à ceux déjà vus pour les sous-blocs n°1 à n°3, mais d'une précision beaucoup moindre. Ils permettent de calculer la position du VS de façon approximative. Donc, une fois les almanachs de tous les VS récoltés, un usager qui a un estimé du temps GPS et de sa position peut calculer quels sont les VS qu'il peut voir dans le ciel. En général, on impose même que seuls les VS qui sont au-dessus de l'horizon de plus de cinq degrés soient considérés comme visibles.

Parmi les VS visibles, quatre sont choisis et leur pseudo-distance peut être ensuite mesurée. Les informations concernant le statut d'un VS sont utilisées pour inclure ou exclure celui-ci de la liste des satellites visibles. Si un satellite n'est pas disponible, ou hors d'usage, il est considéré comme invisible.

Les informations concernant les systèmes d'anti-brouillage (*Anti-Spoofing*) et

les numéros de configuration des VS sont utilisées par des récepteurs GPS militaires ou plus sophistiqués. Les récepteurs militaires peuvent aussi recevoir des messages ASCII du MCS; il va sans dire qu'ils nécessitent une clé de décodage pour les déchiffrer.

Finalement, les paramètres du modèle ionosphérique, utilisés par le MCS pour calculer le délai ionosphérique du signal GPS, sont donnés par l'ensemble $\{\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \beta_0, \beta_1, \beta_2, \beta_3\}$. Le récepteur mono-fréquence qui ne peut mesurer directement ce délai (voir la section précédente) peut toutefois se servir de ces paramètres pour en calculer une valeur approximative. Les algorithmes qui utilisent les données des sous-blocs n°4 et n°5 ne seront pas présentés dans ce manuel, car ces données ne sont pas disponibles à la sortie du récepteur XR4-PC du laboratoire d'asservissement.

1.4.4.1 Position des véhicules spatiaux

Comme nous l'avons vu à la section 1.4.1, l'idée de base du système GPS requiert que les CFT $\{x_k, y_k, z_k\}$ et les pseudo-distances ρ_k des quatre satellites choisis soient connues afin de pouvoir résoudre l'équation de navigation pour les CFT $\{x, y, z\}$ de l'usager. Ce sont les données contenues dans les sous-blocs n°1 à n°3 transmises par un VS qui permettent de calculer les CFT de ce dernier.

Avant de débuter la description de l'algorithme de calcul des CFT d'un VS, il est important de bien définir quelques constantes universelles qui sont utilisées par le MCS dans ses calculs. Tous les usagers du système GPS doivent utiliser ces mêmes valeurs s'ils désirent obtenir le maximum de précision possible (voir Tableau 1.5, Constantes universelles du système GPS). Le modèle terrestre adopté par le système GPS est le WGS84 (*World Geodetic System 1984*) qui est représenté par les constantes μ , Ω' , f_{WGS84} , e^2_{WGS84} , et a_{WGS84} au Tableau 1.5.

Tableau 1.5, Constantes universelles du système GPS

| Constante | Valeur; Description | Unité |
|---------------|--|--------------|
| pi | 3,141592653589793; pi GPS | rad |
| μ | $3,986005 \times 10^{14}$; Constante gravitationnelle universelle de la Terre | m^3/s^2 |
| Ω' | $7,2921151467 \times 10^{-5}$; Taux de rotation de la Terre | rad/s |
| F | $-4,442807633 \times 10^{-10}$; Constante pour la correction relativiste | s/\sqrt{m} |
| c | $2,99792458 \times 10^8$; Vitesse de la lumière | m/s |
| f_{WGS84} | $3,35281066474748 \times 10^{-3}$; Aplatissement de la Terre | 1 |
| e^2_{WGS84} | $6,69437999014132 \times 10^{-3}$; Excentricité au carré du rayon de la Terre | 1 |
| a_{WGS84} | 6 378 137; Rayon de la Terre à l'équateur | m |

L'algorithme de calcul des CFT d'un VS (aussi appelé algorithme de résolution des équations de Kepler) calcule la position de l'antenne du satellite. Même si les paramètres d'éphémérides du message de navigation ressemblent aux éléments de Kepler, ils ne le sont pas comme tels. Ils servent plutôt à déterminer les éléments de Kepler par interpolation sur un intervalle de temps de quatre ou six heures. Le temps GPS courant est toujours inclus dans cet intervalle et les éléments de Kepler du satellite y sont évalués. L'algorithme de calcul des CFT est présenté au Tableau 1.6, "Algorithme de calcul des CFT d'un VS". Notez que cet algorithme n'inclut pas les vérifications qui peuvent être faites concernant la validité des

données du message de navigation. L'anomalie excentrique de l'équation de Kepler est normalement résolue par itération (méthode de recherche newtonnienne ou autre, avec $E_k = M_k$ comme valeur initiale) jusqu'à ce qu'une précision telle que $| \text{erreur} | \leq \text{epsilon}$ soit obtenue. On peut aussi vérifier sa valeur à l'aide de l'équation suivante:

$$E_k = \arccos \left[\frac{e + \cos(v_k)}{1 + e \cos(v_k)} \right]$$

1.4.4.2 Correction des pseudo-distances

Comme nous l'avons vu à la section 1.4.3, le temps de transmission du signal GPS est erroné d'une quantité $\text{err}(t_s) = \Delta t_{\text{VS}}$; les horloges atomiques du VS n'étant pas exactement synchronisées sur le temps GPS. Ce sont les données contenues dans les sous-blocs n°1 et n°3 transmises par un VS qui permettent de calculer l'erreur Δt_{VS} de celui-ci. Ceci est fait à l'aide de l'algorithme présenté au Tableau 1.7, "Algorithme de calcul de la correction de la pseudo-distance". A noter que cet algorithme fait appel à l'anomalie excentrique E_k du VS. On calculera donc les CFT du VS selon l'algorithme du Tableau 1.6 en premier.

Notez aussi que cet algorithme n'inclut pas les vérifications qui peuvent être faites, concernant la validité des données du message de navigation.

Tableau 1.6, Algorithme de calcul des CFT d'un VS

| Calcul | Description |
|---|---|
| $A = (\sqrt{\alpha})^2$ | Demi-axe majeur de l'orbite du VS |
| $n_o = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}$ | Mouvement moyen calculé |
| $t_k = t_{GPS} - t_{oe}$ si $t_k > 302400$; $t_k = t_k - 604800$ si $t_k < -302400$; $t_k = t_k + 604800$ | Intervalle de temps depuis le temps de référence de l'éphéméride en tenant compte du début et de la fin de la semaine |
| $n = n_o + \Delta n$ | Mouvement moyen corrigé |
| $M_k = m_o + n t_k$ | Anomalie moyenne |
| $M_k = E_k - e \sin(E_k)$ | Anomalie excentrique de l'équation de Kepler (résolution par itération avec $E_k = M_k$ comme valeur initiale) |

Tableau 1.6, Algorithme de calcul des CFT d'un VS (suite)

| Calcul | Description |
|---|--|
| $v_k = \arctan \left[\frac{\sin(v_k)}{\cos(v_k)} \right]$ $= \arctan \left[\frac{\sqrt{1-e^2} \sin(E_k)}{1-e \cos(E_k)} \right]$ $\quad \left[\frac{\cos(E_k) - e}{1-e \cos(E_k)} \right]$ | Anomalie réelle |
| $\Phi_k = v_k + w$ | Argument de la latitude |
| | Perturbations de la deuxième harmonique $\delta_{uk}, \delta_{rk}, \delta_{ik}$ |
| $\delta_{uk} = c_{us} \sin(2\Phi_k) + c_{uc} \cos(2\Phi_k)$ | Correction à l'argument de la latitude |
| $\delta_{rk} = c_{rc} \cos(2\Phi_k) + c_{rs} \sin(2\Phi_k)$ | Correction du rayon |
| $\delta_{ik} = c_{ic} \cos(2\Phi_k) + c_{is} \sin(2\Phi_k)$ | Correction à l'inclinaison |
| $u_k = \Phi_k + \delta_{uk}$ | Argument de la latitude corrigée |
| $r_k = A (1-e \cos(E_k)) + \delta_{rk}$ | Rayon corrigé |
| $i_k = i_o + \delta_{ik} + i' t_k$ | Inclinaison corrigée |
| $x'_k = r_k \cos(u_k)$ | Position dans le plan orbital |
| $y'_k = r_k \sin(u_k)$ | |

Tableau 1.6, Algorithme de calcul des CFT d'un VS (suite)

| Calcul | Description |
|--|--|
| $\Omega_k = \Omega_o + (\Omega' - \Omega'_o)t_k - \Omega'_o t_{oe}$ | Longitude corrigée du noeud ascendant |
| $x_k = x'_k \cos(\Omega_k) - y'_k \cos(i_k) \sin(\Omega_k)$ $y_k = x'_k \sin(\Omega_k) + y'_k \cos(i_k) \cos(\Omega_k)$ $z_k = y'_k \sin(i_k)$ | Coordonnées fixes par rapport à la Terre (CFT) du VS |

Tableau 1.7, Algorithme de calcul de la correction de la pseudo-distance

| Calcul | Description |
|--|---|
| $\Delta t_r = F e^{\sqrt{a} \sin(E_k)}$ | Correction relativiste |
| $\Delta t_{oh} = t_{GPS} - t_{oh}$ | Intervalle de temps depuis le temps de référence de l'horloge |
| $\Delta t_{VS} = a_{f0} + a_{f1} \Delta t_{oh} + a_{f2} \Delta t_{oh}^2 + \Delta t_r - T_{DG}$ | Délai de phase du code pseudo-aléatoire du VS |
| $\Delta \rho = c \Delta t_{VS}$ | Correction de la pseudo-distance |
| $\rho_k = \rho_{mesuré} + \Delta \rho$ | Pseudo-distance corrigée |

1.4.5 Solution de l'équation de navigation

Les sections précédentes nous ont permis de déterminer les CFT $\{x_k, y_k, z_k\}$ et les pseudo-distances corrigées ρ_k des quatre satellites choisis. Pour en savoir plus, concernant la façon dont on choisit les quatre meilleurs satellites parmi les six à onze satellites visibles à tout moment, veuillez consulter l'ANNEXE III: "Dilution de la précision: le GDOP". Nous verrons au CHAPITRE II que le récepteur XR4-PC fait ce choix pour nous.

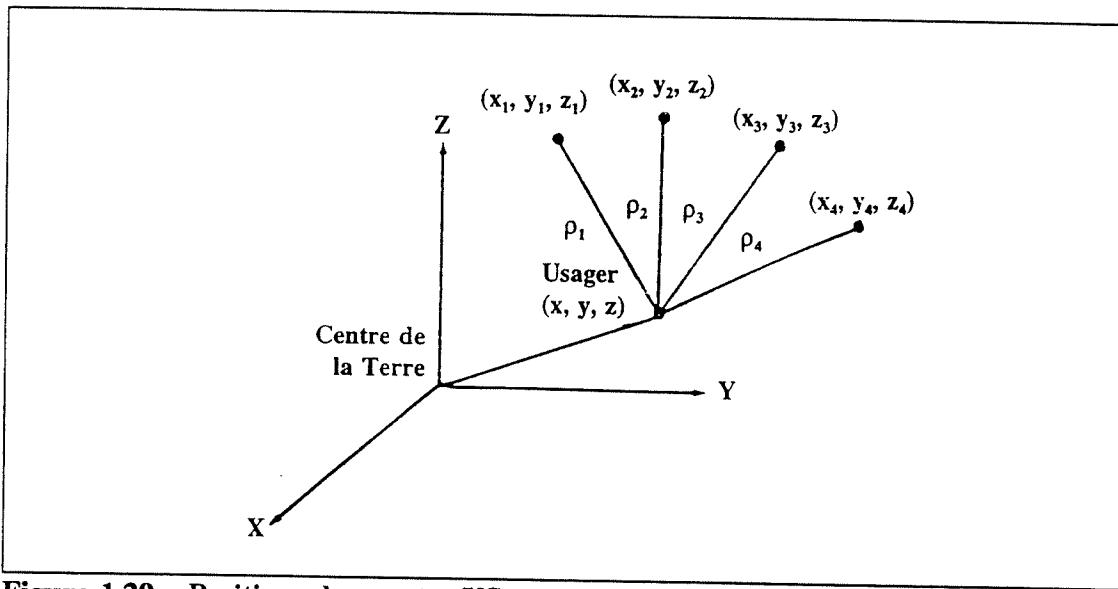


Figure 1.29, Positions des quatre VS et de l'usager dans le système de coordonnées XYZ

Les positions des quatre satellites choisis et celles de l'usager, ainsi que les pseudo-distances, sont montrées à la Figure 1.29, "Positions des quatre VS et de l'usager dans le système de coordonnées XYZ". Comme nous avons vu à la section 1.4.1, l'équation de navigation est constituée d'un système de quatre équations à quatre inconnues (nos trois coordonnées de position $\{x, y, z\}$ et la perturbation B de notre horloge par rapport au temps GPS) de la façon suivante:

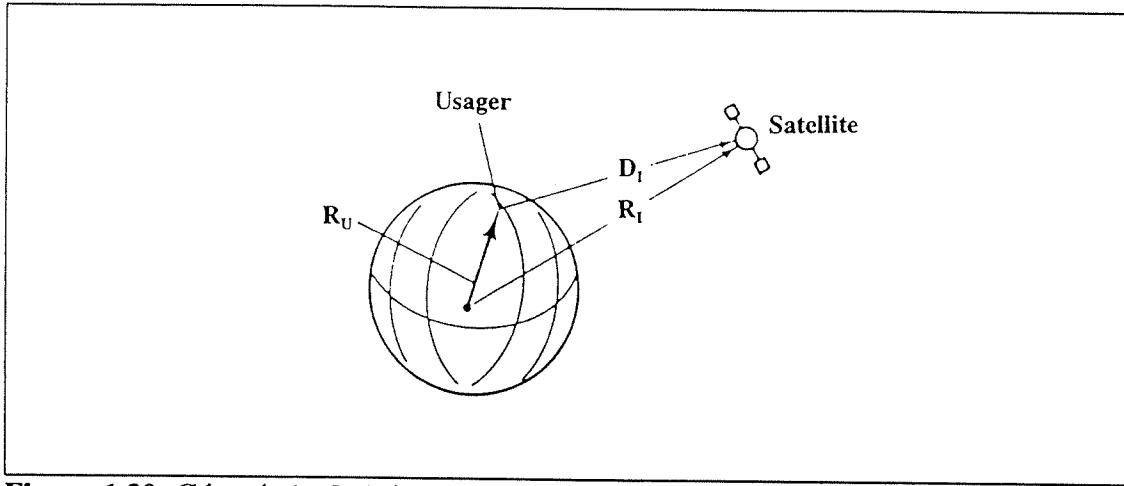


Figure 1.30, Géométrie de l'équation de navigation

$$\rho_1 = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} + B$$

$$\rho_2 = \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} + B$$

$$\rho_3 = \sqrt{(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2} + B$$

$$\rho_4 = \sqrt{(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2} + B$$

Il n'existe qu'un seul ensemble de paramètres {x,y,z,B} qui le satisfait étant donné {x_k,y_k,z_k,ρ_k} pour k de 1 à 4. La géométrie typique entre l'usager, la Terre et un des satellites, est montrée à la Figure 1.30, "Géométrie de l'équation de navigation".

La solution de l'équation de navigation est présentée au Tableau 1.8, "Solution de l'équation de navigation". Cette solution est un algorithme itératif qui converge vers {x,y,z,B} étant donné {x_k,y_k,z_k,ρ_k} et un estimé initial de {x,y,z,B}. En général, l'estimé initial est donné en coordonnées LATLONG et doit donc être converti en coordonnées XYZ avant de débuter la recherche. Plus l'estimé est près de notre position réelle, plus rapide sera la convergence. Un estimé à l'intérieur d'un rayon de 200 km de notre position réelle assure la convergence et donne une rapidité satisfaisante.

Il existe aussi des algorithmes de solution de l'équation de navigation directement en coordonnées LATLONG. Puisque que l'algorithme présenté au Tableau 1.8 est en coordonnées XYZ, l'étape suivante, après avoir trouvé la position de l'usager, est de convertir la position en coordonnées LATLONG; ce système de coordonnées étant plus familier pour l'usager. Le résultat final est la position de l'usager (le *fix*) donnée par l'ensemble {Lt,Lg,h,B}.

Remarquez que l'algorithme du Tableau 1.8 calcule lui-même une première approximation de l'erreur de l'horloge B, comme la moyenne des erreurs entre les pseudo-distances corrigées et les distances réelles. Ces dernières sont basées sur la position estimée initiale de l'usager.

En général, un récepteur GPS mesure les pseudo-distances et calcule la position de l'usager à un rythme fixe, par exemple, une fois par seconde. Lors de la première itération de ce cycle, l'estimé initial {Lt,Lg,h} est utilisé afin de calculer un premier *fix* {Lt,Lg,h,B} beaucoup plus précis. Pour toutes les itérations subséquentes, c'est le *fix* de l'itération précédente qui sera utilisé comme estimé initial, incluant l'erreur de l'horloge B. La convergence vers le nouveau *fix* sera donc beaucoup plus rapide.

La précision obtenue à l'aide de l'algorithme du Tableau 1.8 dépend de la valeur du critère de convergence epsilon. Généralement, c'est une quantité très petite, mais non nulle. Il ne sert à rien de mettre epsilon trop petit car le *fix* est surtout erroné par des erreurs de modélisation de la géométrie entre la Terre, les VS et l'usager. L'erreur due à la convergence de l'algorithme est très petite en comparaison.

Tableau 1.8, Solution de l'équation de navigation

| Calcul | Description |
|---|--|
| | Déterminer les coordonnées {x,y,z} de la position estimée initiale {Lt,Lg,h} |
| $R_N = \frac{a_{WGS84}}{\sqrt{1 - e_{WGS84}^2 \sin^2(Lt)}}$ | Calcul du rayon de courbure sur la verticale principale |
| $x = (R_N + h) \cos(Lt) \cos(Lg)$ $y = (R_N + h) \cos(Lt) \sin(Lg)$ $z = [R_N (1 - e_{WGS84}^2) + h] \sin(Lt)$ | Calcul des coordonnées CFT x, y, z, de l'usager. |
| $D_1 = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2}$ $D_2 = \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2}$ $D_3 = \sqrt{(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2}$ $D_4 = \sqrt{(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2}$ | Calcul de la distance entre l'usager et les VS |
| $B = \frac{(\rho_1 - D_1) + (\rho_2 - D_2) + (\rho_3 - D_3) + (\rho_4 - D_4)}{4}$ | Première approximation de l'erreur de l'horloge B |

Tableau 1.8, Solution de l'équation de navigation (suite)

| Calcul | Description |
|--|--|
| FAIRE | Début de la boucle itérative |
| $\rho_{1e} = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2 + B}$ $\rho_{2e} = \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2 + B}$ $\rho_{3e} = \sqrt{(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2 + B}$ $\rho_{4e} = \sqrt{(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2 + B}$ | Calcul des pseudo-distances estimé entre l'usager et les VS |
| $D_1 = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2}$ $D_2 = \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2}$ $D_3 = \sqrt{(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2}$ $D_4 = \sqrt{(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2}$ | Calcul de la distance entre l'usager et les VS |
| $\frac{d\rho_1}{dx} = \frac{x - x_1}{D_1}$ $\frac{d\rho_2}{dx} = \frac{x - x_2}{D_2}$ $\frac{d\rho_3}{dx} = \frac{x - x_3}{D_3}$ $\frac{d\rho_4}{dx} = \frac{x - x_4}{D_4}$ | Calcul de la dérivée des pseudo-distances par rapport à X |

Tableau 1.8, Solution de l'équation de navigation (suite)

| Calcul | Description |
|---|--|
| $\frac{d\rho_1}{dy} = \frac{y-y_1}{D_1}$ $\frac{d\rho_2}{dy} = \frac{y-y_2}{D_2}$ $\frac{d\rho_3}{dy} = \frac{y-y_3}{D_3}$ $\frac{d\rho_4}{dy} = \frac{y-y_4}{D_4}$ | Calcul de la dérivée des pseudo-distances par rapport à Y |
| $\frac{d\rho_1}{dz} = \frac{z-z_1}{D_1}$ $\frac{d\rho_2}{dz} = \frac{z-z_2}{D_2}$ $\frac{d\rho_3}{dz} = \frac{z-z_3}{D_3}$ $\frac{d\rho_4}{dz} = \frac{z-z_4}{D_4}$ | Calcul de la dérivée des pseudo-distances par rapport à Z |
| $\frac{d\rho_1}{dB} = 1$ $\frac{d\rho_2}{dB} = 1$ $\frac{d\rho_3}{dB} = 1$ $\frac{d\rho_4}{dB} = 1$ | Calcul de la dérivée des pseudo-distances par rapport à B |

Tableau 1.8, Solution de l'équation de navigation (suite)

| Calcul | Description |
|---|--|
| $H = \begin{bmatrix} \frac{d\rho_1}{dx} & \frac{d\rho_1}{dy} & \frac{d\rho_1}{dz} & \frac{d\rho_1}{dB} \\ \frac{d\rho_2}{dx} & \frac{d\rho_2}{dy} & \frac{d\rho_2}{dz} & \frac{d\rho_2}{dB} \\ \frac{d\rho_3}{dx} & \frac{d\rho_3}{dy} & \frac{d\rho_3}{dz} & \frac{d\rho_3}{dB} \\ \frac{d\rho_4}{dx} & \frac{d\rho_4}{dy} & \frac{d\rho_4}{dz} & \frac{d\rho_4}{dB} \end{bmatrix}$ | Calcul de la matrice H des cosinus directionnels |
| $\mathbf{H}^* = \mathbf{H}^{-1}$ $dx = H_{11}^*(\rho_1 - \rho_{1e}) + H_{12}^*(\rho_2 - \rho_{2e}) + H_{13}^*(\rho_3 - \rho_{3e}) + H_{14}^*(\rho_4 - \rho_{4e})$ $dy = H_{21}^*(\rho_1 - \rho_{1e}) + H_{22}^*(\rho_2 - \rho_{2e}) + H_{23}^*(\rho_3 - \rho_{3e}) + H_{24}^*(\rho_4 - \rho_{4e})$ $dz = H_{31}^*(\rho_1 - \rho_{1e}) + H_{32}^*(\rho_2 - \rho_{2e}) + H_{33}^*(\rho_3 - \rho_{3e}) + H_{34}^*(\rho_4 - \rho_{4e})$ $dB = H_{41}^*(\rho_1 - \rho_{1e}) + H_{42}^*(\rho_2 - \rho_{2e}) + H_{43}^*(\rho_3 - \rho_{3e}) + H_{44}^*(\rho_4 - \rho_{4e})$ | Inverser la matrice H Correction de la position de l'usager |
| $x = x + dx$ $y = y + dy$ $z = z + dz$ $B = B + dB$ | Position corrigée de l'usager |

Tableau 1.8, Solution de l'équation de navigation (suite)

| Calcul | Description |
|--|---|
| distance au fix = $dx^2+dy^2+dz^2+dB^2$ | Calcul du carré de la distance au fix |
| TANT QUE (distance au fix > epsilon) | Fin de la boucle itérative |
| $h = h^* = 0$ $Lt = Lt^* = \arctan \left[\frac{z}{(1 - e_{WGS84}^2) \sqrt{x^2 + y^2}} \right]$ $Lg = \arctan \left[\frac{y}{x} \right]$ FAIRE $R_N = \frac{a_{WGS84}}{\sqrt{1 - e_{WGS84}^2 \sin^2(Lt)}}$ $h = \frac{z}{\sin(Lt)} - R_N(1 - e_{WGS84}^2)$ $Lt = \arctan \left[\frac{z(R_N + h)}{(R_N(1 - e_{WGS84}^2) + h) \sqrt{x^2 + y^2}} \right]$ erreur = $(h - h^*)^2 + (Lt - Lt^*)^2$ $h^* = h$ $Lt^* = Lt$ TANT QUE (erreur > epsilon) | Mettre à jour les coordonnées {Lt,Lg,h} de l'usager |

1.4.6 Correction à la solution

La position de l'usager, trouvée dans la section précédente, est donnée par la latitude géodésique Lt, la longitude géocentrique Lg, et l'altitude h au-dessus de

l'ellipsoïde géocentrique (voir la section 1.1). Cet ellipsoïde est un modèle terrestre simple et commode qui ne tient pas compte du relief de la Terre. La position trouvée doit donc être compensée par une correction qui modélise la surface irrégulière de la Terre.

La méthode des fonctions de poids pour modéliser une surface irrégulière est simple. Elle est utilisée dans les récepteurs GPS pour modéliser la surface irrégulière de la Terre à partir de données espacées régulièrement. La méthode fournit le niveau moyen des mers (ou MSL: *mean-sea-level*) qui représente une première approximation du modèle WGS84.

Une matrice de correction à l'ellipsoïde géocentrique pour toute la surface de la Terre, et régulièrement espacée à tous les 10° , est fournie en ANNEXE IV: "Matrice de correction de la géoïde" (7). La position de l'usager est interpolée à l'intérieur des quatre points de la matrice qui l'entourent (voir Figure 1.31, Interpolation dans la matrice de correction de la géoïde). Une fois ces quatre points déterminés, l'algorithme de calcul pour corriger l'altitude pour le niveau de la mer est présenté au Tableau 1.9, "Correction pour le niveau de la mer".

Les corrections en mètres aux quatre points entourant l'usager sont données par $\{N_1, N_2, N_3, N_4\}$. A noter que dans la Figure 1.31, l'axe des x correspond à des degrés de longitude alors que l'axe des y correspond à des degrés de latitude. L'erreur causée par cet algorithme d'interpolation sur l'altitude finale est en moyenne de $\pm 0,3\text{m}$ et l'erreur effective (RMS) est de $\pm 3,4\text{m}$. La plus grande erreur est de $-28,0\text{m}$ et est située à la position 35° nord et 27° est.

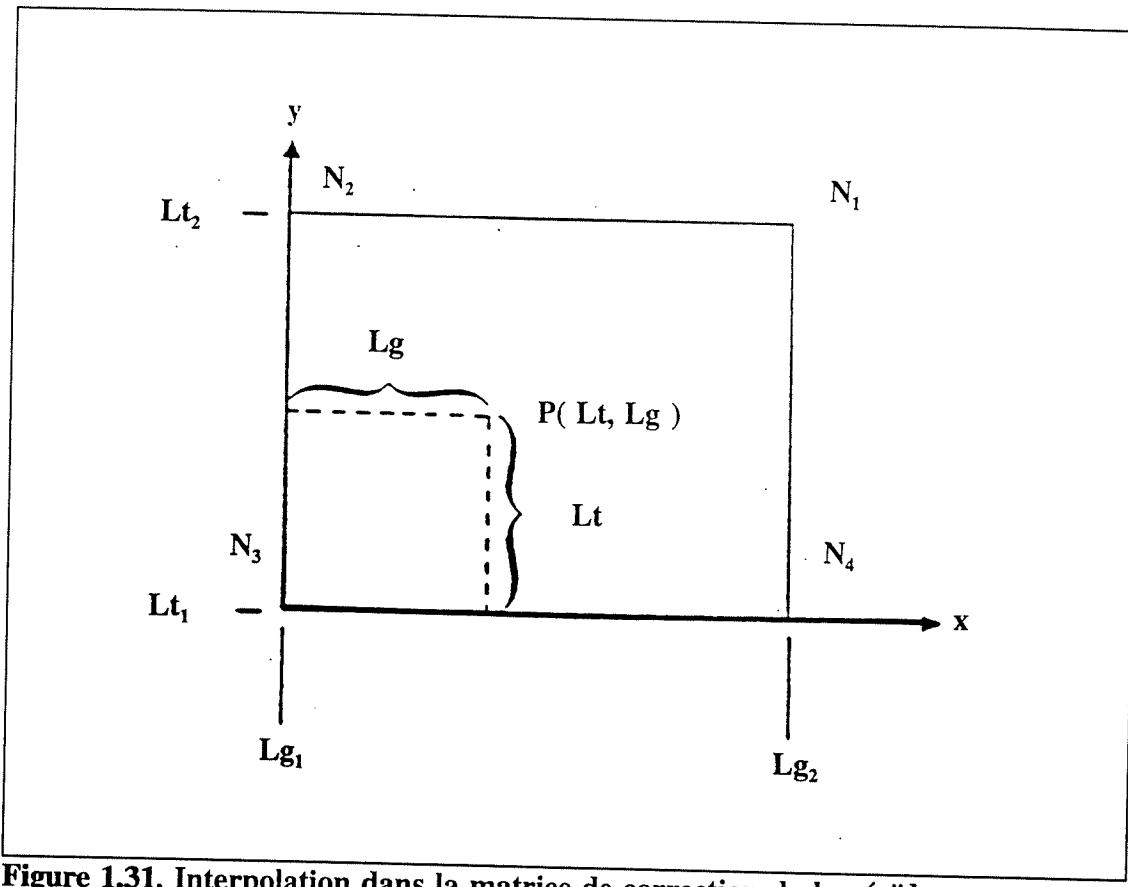


Figure 1.31, Interpolation dans la matrice de correction de la géoïde.

Tableau 1.9, Correction pour le niveau de la mer

| Calcul | Description |
|--|--|
| $\Delta Lg = Lg - Lg_1$ $\Delta Lt = Lt - Lt_1$ $x = \Delta Lg/(Lg_2 - Lg_1) = \Delta Lg/10^\circ$ $y = \Delta Lt/(Lt_2 - Lt_1) = \Delta Lt/10^\circ$ | Déterminer la position à l'intérieur de l'intervalle |
| $W(x,y) = x^2 y^2 (9 - 6x - 6y + 4xy)$ | Fonction générale de poids |
| $W_1(x,y) = W(x,y)$ $W_2(x,y) = W(1-x,y)$ $W_3(x,y) = W(1-x,1-y)$ $W_4(x,y) = W(x,1-y)$ | Déterminer la fonction de poids pour chaque point $\{N_1, N_2, N_3, N_4\}$ |
| $N_p = \sum_{i=1}^4 W_i(x,y) N_i$ | Calcul de la correction pour le niveau de la mer au point P |
| $h = h \cdot N_p$ | Altitude corrigée |

CHAPITRE II

LE RÉCEPTEUR GPS XR4-PC DE NAVSTAR Ltée

2.1 Considérations matérielles

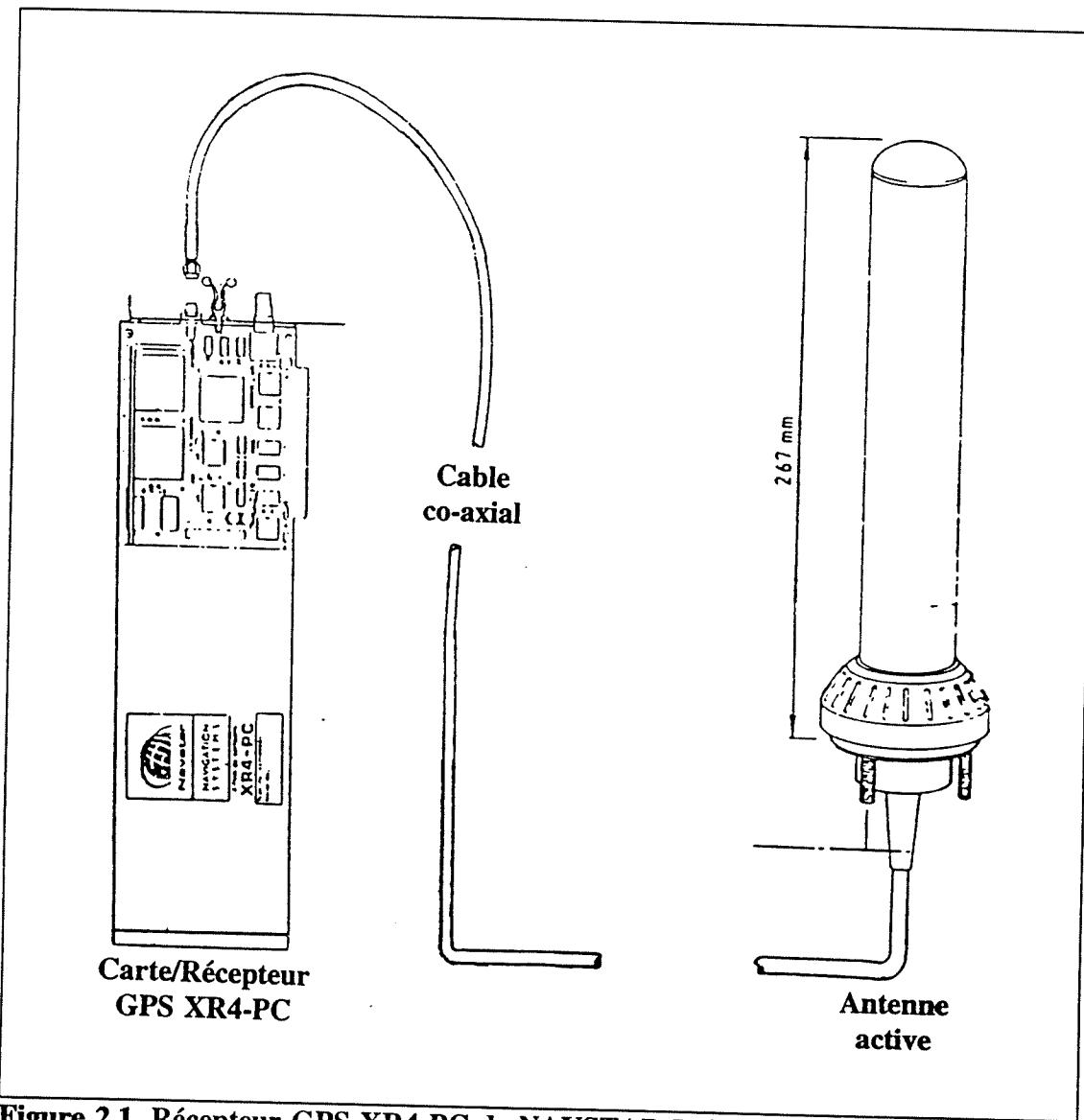


Figure 2.1, Récepteur GPS XR4-PC de NAVSTAR Ltée.

Le récepteur GPS XR4-PC de NAVSTAR Ltée. est constitué d'une carte, qui fait toutes les opérations de démodulation RF ainsi que les calculs GPS, et d'une antenne active pour la réception des signaux GPS provenant des différents VS (voir Figure 2.1, Récepteur GPS XR4-PC de NAVSTAR Ltée.). Cette carte est installée dans le PC-486 du laboratoire d'asservissement et l'antenne est installée sur le toit de l'École Polytechnique de Montréal (voir Figure 2.2, Installation de la carte GPS XR4-PC).

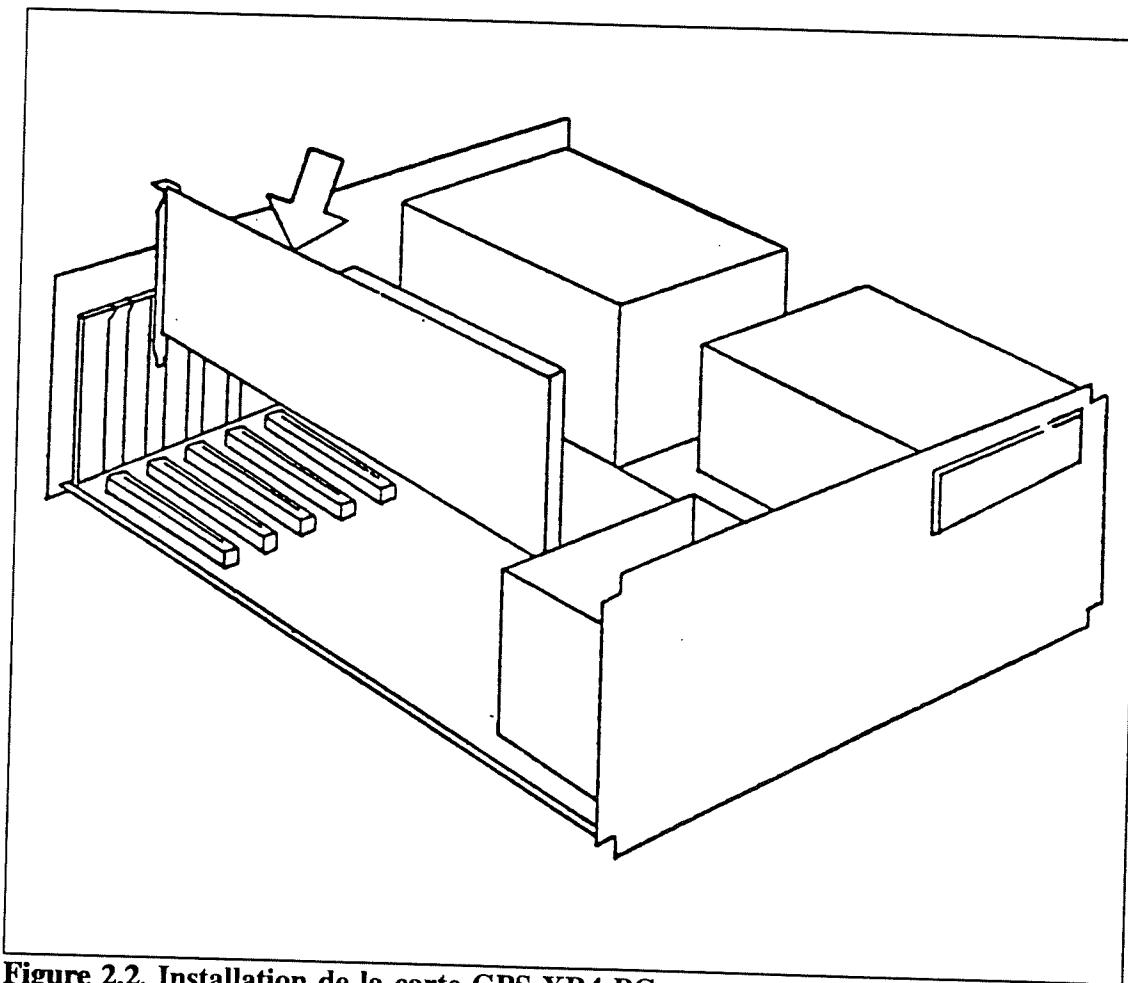


Figure 2.2, Installation de la carte GPS XR4-PC.

Ce récepteur possède deux canaux physiques RF mono-fréquences ($f_{L1}=1575,42$ MHz); chaque canal physique permet de multiplexer cinq canaux

logiques. Un canal logique peut être dédié au calcul du temps de transit d'un signal-satellite S1 (la corrélation et la démodulation de ce signal donnant accès au message de navigation), alors que, simultanément, un autre canal peut se synchroniser sur le prochain satellite S2. Lorsque le premier canal a terminé d'extraire les informations de S1, il passe directement à S2 sans gaspillage inutile de temps.

Ce système à plusieurs canaux logiques accélère les séquences des opérations et permet une mise à jour continue de notre position. Un avantage additionnel: ce récepteur peut recevoir jusqu'à huit satellites en même temps. Si l'un des satellites choisi devient inopérant, il est tout de suite substitué par un autre, sans interruption du processus de calcul.

Notez bien que le récepteur XR4-PC fonctionne de manière complètement autonome vis-à-vis du PC. Il fournit les fonctions de réception et de traitement du signal, et n'utilise le PC que pour l'alimentation et le transfert des données. Ce qui suit est la séquence des états et des opérations faites par le récepteur XR4-PC depuis la mise sous-tension (lorsque le PC est allumé, *Power-Up*) jusqu'à la navigation en 2D ou 3D:

Mise sous-tension (*Power-Up*):

Le récepteur entre dans cet état immédiatement après avoir été mis sous-tension. Une initialisation du récepteur doit être faite afin que ce dernier puisse passer à l'état de recherche de VS.

Initialisation:

Si l'initialisation n'est pas faite, le délai requis pour le premier *fix* (TTFF: *Time To First Fix*) peut être de plus de deux heures au lieu de quelques minutes. Ceci résulte du fait que le récepteur n'a alors aucune information concernant la position approximative des VS, les caractéristiques de son

propre oscillateur, ainsi que la position géographique initiale de l'usager. Si l'initialisation est faite correctement, deux fichiers seront chargés dans le récepteur. Le premier, SAT.SET, contient la position géographique initiale de l'usager de façon approximative. Le deuxième, CRIT.S19, contient les almanachs de toute la constellation ainsi que les caractéristiques de l'oscillateur du récepteur. Ces fichiers permettent au récepteur de réutiliser les données qui avaient été trouvées lors de la mise-sous-tension précédente.

Recherche des VS (*Search the Sky*);

Si l'initialisation du récepteur n'a pas inclu le chargement des almanachs, le récepteur commence une recherche afin de trouver un VS duquel il récoltera les almanachs. Cette recherche commencera par les VS 16 et 17. Chaque VS sera recherché pendant 24 minutes en tentant de détecter son signal GPS avec une intensité de 33dB ou plus. Si le signal d'un VS ne peut pas être détecté à l'intérieur du délai prévu, un autre VS sera choisi pour une nouvelle recherche jusqu'à ce qu'un VS soit détecté.

Récolte des almanachs;

Lorsque le récepteur détecte un premier VS, il commence aussitôt à récolter ses almanachs pour toute la constellation GPS; ceci requiert environ 12½ minutes. Si le signal du VS est perdu durant cette récolte, le récepteur retournera à l'état de recherche de VS. Cette procédure se répète jusqu'à ce que les almanachs aient été obtenus.

Almanachs;

A l'aide des almanachs, le récepteur choisit les quatre meilleurs VS présentement visibles dans le ciel et tente de détecter leurs signaux GPS. Si le signal d'un VS ne peut être détecté, un autre VS est alors choisi.

Récolte des éphémérides;

Lorsque les signaux des quatre meilleurs VS sont détectés, le récepteur commence la récolte de leurs éphémérides. Ceci requiert 30 secondes par VS. Le récepteur répète cette récolte lorsque les éphémérides sont changés (environ une fois par heure) ou lorsqu'un nouveau VS doit être utilisé;

Navigation 2D ou 3D;

Lorsque le récepteur obtient les éphémérides des quatre VS, il calcule la position et la vitesse de l'usager en trois dimensions. Lorsque seulement trois VS sont disponibles, il calcule la position et la vitesse en deux dimensions en supposant la dernière altitude, calculée ou approximative, comme constante.

CHAPITRE III

L'ÉMULATEUR DE RÉCEPTEUR GPS: EGPS

3.1 Guide d'utilisation

L'utilisation du programme EGPS est simple. Il suffit d'avoir un répertoire où se trouve les trois fichiers suivants:

| | |
|------------|---|
| EGPS . EXE | - Utilitaire émulateur GPS |
| CRIT . S19 | - Mémoire critique du récepteur XR4 |
| EGPS . SY | - Table des symboles de la librairie DM |

Par défaut, l'utilitaire EGPS donne des messages et des résultats en français. Il peut tout aussi bien donner ses résultats en anglais, grâce à l'option -e donnée lors de son appel (par ex: C:> egps -e). La description de l'appel est la suivante:

egps [-f | -e]

avec:

- f qui sélectionne les résultats en français (par défaut),
- e qui sélectionne les résultats en anglais.

Ce choix de la langue de travail affecte les messages donnés à l'utilisateur, les réponses attendues de celui-ci et les fichiers de sauvegarde d'un *fix*. Les messages et les résultats décrits dans ce chapitre sont ceux du choix de la langue française.

Une fois l'utilitaire appelé à la ligne de commande DOS, la première question à laquelle l'utilisateur doit répondre est:

Initialisation requise? (Oui/Non)

Si cet appel est le premier depuis la mise sous-tension du récepteur, alors une réponse de O ou o doit être donnée. L'utilitaire fait alors les opérations suivantes:

- Réinitialisation du récepteur XR4;
- Charge du fichier de mémoire critique CRIT.S19 dans le récepteur, après quoi il affiche le message:

Charge du fichier de mémoire critique réussie;

- Initialisation de la position, de la date et de l'heure estimées durant lesquelles l'utilitaire affiche un message semblable au suivant:

Envoi de la commande d'initialisation

POLYA,3,T,WGS-84,04530.000,N,07336.000,W,16,M,231920,5,
250395;

- Une fois l'initialisation terminée, l'utilitaire affiche:

XR4-PC est initialisé.

Si cet appel n'est pas le premier appel de EGPS, depuis la mise sous-tension du récepteur, et que des appels précédents ont permis d'obtenir des fix de la part du XR4, alors une réponse de N ou n devra être donnée. Ceci évitera la réinitialisation du récepteur et le délai de quelques minutes avant qu'il ne trouve sa position de nouveau en 3D.

L'utilitaire force ensuite le mode de communication entre le récepteur et le PC au mode *Data Monitor* (DM). La table des symboles EGPS.SY est chargée dans la mémoire du PC. Par la suite, l'utilitaire doit attendre que le récepteur ait détecté

quatre VS et calculé sa position en 3D. Une fois cette étape franchie, l'utilitaire peut obtenir les éphémérides et les pseudo-distances des quatre VS sélectionnés par le récepteur et il peut calculer lui-même sa position.

Pendant l'attente d'un *fix* 3D du récepteur XR4, l'utilitaire affiche l'un des messages suivants:

Attente d'un Fix GPS 3D de l'XR4 depuis X secondes,
présentement AUCUN Fix

ou

Attente d'un Fix GPS 3D de l'XR4 depuis X secondes,
présentement Fix 2D,

avec X qui augmente, en seconde, depuis le début de l'attente. Le délai nécessaire pour que le *fix* 3D soit obtenu, peut être de zéro seconde (si l'XR4 connaissait déjà sa position avant l'appel EGPS et s'il n'a pas été réinitialisé durant ce temps) à plusieurs minutes (parfois aussi long que quinze ou vingt minutes). Un délai de trois à cinq minutes est la norme. De plus, il est possible que le *fix* ne soit jamais obtenu si les nuages sont très épais; les signaux GPS étant très faibles en ces circonstances.

Lorsque le *fix* 3D du récepteur XR4 est finalement obtenu, l'utilitaire obtient les éphémérides des quatre VS et affiche un message semblable au suivant:

L'estimé initial de la position est: 45.50 deg lat, -73.60 deg long, 170m alt.

Cette position est l'estimé initial nécessaire à l'algorithme de solution de

l'équation de navigation qui est implémentée par EGPS. L'utilitaire entre alors dans une boucle sans fin, au début de laquelle il obtient les mesures les plus récentes des pseudo-distances et des éphémérides, calcule la solution de l'équation de navigation (le *fix*) et affiche le résultat à l'aide d'un message semblable à celui-ci:

La position lat long est: 45.5082 deg lat, -73.6082 deg long,
161.82m alt.

A toutes les dix itérations de cette boucle (ou à tous les 10 *fix*), l'utilitaire offre à l'utilisateur trois options à l'aide de messages semblables aux suivants:

Taper q pour quitter

Taper s pour sauvegarder ce Fix dans le fichier FIX0010.M

Taper une autre touche pour continuer...

Une réponse de Q ou q termine aussitôt l'exécution d'EGPS. Une réponse de S ou s sauvegarde les éphémérides des quatre VS, utilisées lors de l'itération courante, dans un fichier de type ASCII appelé FIX####.M. Les pseudo-distances et vitesses mesurées des quatre VS, les constantes universelles, ainsi que les résultats des calculs de l'équation de navigation (le *fix* courant), sont également sauvegardés. Le nom du fichier de sauvegarde d'un *fix* est composé des lettres F I X, du numéro courant du *fix* #### (qui augmente de 1 à chaque nouveau *fix* trouvé par EGPS) et de l'extension M (voir l'ANNEXE V, "Fichiers de sauvegarde d'un *fix*"). Une description détaillée d'un fichier de sauvegarde sera donnée à la section suivante.

Une réponse autre que Q, q, S ou s continuera sans arrêt l'exécution de la boucle d'EGPS. Lorsque 10 nouveaux *fix* ont été trouvés, le menu précédent est réaffiché de nouveau avec le numéro du *fix*, augmenté de 10.

Notez bien que la solution de l'équation de navigation qui est affichée par EGPS est la moyenne des 100 dernières positions trouvées. Par contre, la solution courante (celle de l'itération courante) et les données nécessaires pour celle-ci sont sauvegardées dans le fichier FIX####.M. Il est alors possible que la dernière position affichée à l'écran par EGPS soit légèrement différente de celle sauvegardée dans le fichier FIX####.M.

3.2 Sauvegarde d'une solution dans un fichier FIX####.M

Lorsque l'usager de EGPS sauvegarde une solution dans un fichier FIX####.M, EGPS crée un fichier de type ASCII qui contient les éphémérides des quatre VS optimaux, les pseudo-distances et vitesses mesurées des VS, les constantes universelles et les résultats des calculs de l'équation de navigation.

Si EGPS utilise la langue française, alors le fichier de sauvegarde est créé en français (tous les commentaires et les noms des données sont en français). Si EGPS utilise l'anglais, alors le fichier est créé en anglais. L'ANNEXE V, "Fichiers de sauvegarde d'un fix", montre un exemple de fichier de sauvegarde en français et en anglais.

Le fichier FIX####.M peut être utilisé directement pour entrer les données qu'il contient dans une séance Matlab en tapant son nom (par ex: fix0010), à condition qu'il soit dans un répertoire où Matlab peut le trouver. Le fichier agit alors comme un script Matlab (*M-file*) qui définit toutes les variables qu'il contient. Une fois définies, ces variables peuvent être utilisées dans Matlab afin d'accomplir n'importe quel calcul que l'usager désirera effectuer. Nous verrons à la section 4.3, un exemple d'application Matlab, appelé EGPS.M, qui calcule la solution de l'équation de navigation à partir des données définies par un fichier de sauvegarde FIX####.M.

La structure d'un fichier de sauvegarde est une des plus simples. La première information que le fichier contient est le temps GPS correspondant au moment où les mesures des pseudo-distances et des vitesses ont été effectuées. Vient ensuite le critère de précision `epsilon`, utilisé à plusieurs moments dans les calculs de EGPS, afin de déterminer le point de convergence d'un calcul itératif (par ex: conversion des coordonnées XYZ en coordonnées LATLONG).

Après `epsilon`, vient la définition des constantes universelles, telles que vues au Tableau 1.5. Vient ensuite la matrice de correction à l'ellipsoïde géocentrique (voir l'ANNEXE IV: "Matrice de correction de la géoïde") et quatre sections de données, dont chaque section correspond à un VS utilisé.

Chaque section contient un numéro d'identification de satellite `ID_VS`. L'éphéméride de ce dernier provient du message de navigation, tel que défini au Tableau 1.2, "Paramètres du sous-bloc n°1", et au Tableau 1.3, "Paramètres des sous-blocs n°2 et n°3". Vient ensuite la pseudo-distance et la vitesse mesurées par rapport au temps GPS.

La dernière section du fichier de sauvegarde est le *fix* GPS trouvé par EGPS et exprimé dans les deux systèmes de coordonnées CFT (les systèmes de coordonnées XYZ et LATLONG). Remarquez que ce *fix* est calculé à partir des données contenues dans ce fichier de sauvegarde seulement; il n'est pas nécessairement le même que celui affiché à l'écran par EGPS, au moment où le fichier de sauvegarde a été créé.

3.3 Messages d'erreurs

Le programme EGPS est conçu de façon à interrompre son exécution aussitôt qu'une condition anormale ou d'erreur est détectée. Un message décrivant la cause

de l'interruption est normalement affiché à l'écran juste avant la fin de l'exécution. Le Tableau 3.1, "Messages d'erreurs", décrit les messages générés par EGPS, les causes de ceux-ci et les solutions possibles pour ces erreurs.

Tableau 3.1, Messages d'erreurs

| Message (n° d'erreur) | Causes & Solutions |
|--|---|
| Incapable de charger la mémoire critique CRIT.S19 (1) | <p>Causes</p> <ul style="list-style-type: none"> - Le fichier CRIT.S19 n'est pas dans le répertoire courant. Il est corrompu ou il porte un autre nom. - L'adresse-mémoire de la carte XR4-PC n'est pas 0x301. <p>Solutions</p> <ul style="list-style-type: none"> - Vérifier le fichier CRIT.S19; - Vérifier l'adresse de la carte. |
| Incapable d'envoyer la commande d'initialisation (2) | <p>Causes</p> <ul style="list-style-type: none"> - Le message d'initialisation n'a pu être envoyé au complet dû à une interruption ou à un délai excessif de la communication; - La carte XR4 n'est pas en mode NMEA. <p>Solution</p> <ul style="list-style-type: none"> - Fermer et ré-alimenter le PC et la carte XR4 (<i>Reboot</i>). N.B. CTRL-ALT-DELETE ne suffit pas. |
| Incapable d'initialiser l'XR4, erreur # (3) | <p>Causes</p> <ul style="list-style-type: none"> - Le programme EGPS ne peut continuer dû à une erreur n°1 ou n°2; - Si erreur n°1, # est la valeur de retour de Crit_XR4("CRIT.S19", 1, 0, 1); - Si erreur n°2, # est la valeur de retour de XR4putb(). |

Tableau 3.1, Messages d'erreurs (suite)

| Message (n° d'erreur) | Causes & Solutions |
|--|--|
| Incapable de mettre l'XR4 en mode DM, erreur # (4) | <p><u>Cause</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Le programme ne peut mettre la carte XR4 en mode de communication <i>Data Monitor</i> avec la sous-routine <code>Init_DM()</code>. # est la valeur de retour de <code>Init_DM()</code>. <p><u>Solution</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Fermer et ré-alimenter le PC et la carte XR4 (<i>Reboot</i>). N.B. CTRL-ALT-DELETE ne suffit pas. |
| Incapable de charger la table des symboles EGPS, erreur # (5) | <p><u>Cause</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Le fichier <code>EGPS.SY</code> n'est pas dans le répertoire courant, il est corrompu ou porte un autre nom. # est la valeur de retour de <code>DM("\$LEGPS",)</code>. <p><u>Solution</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Vérifier le fichier <code>EGPS.SY</code>. |
| Incapable d'obtenir le Fix GPS de l'XR4, erreur # (6) | <p><u>Cause</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Le programme ne peut obtenir la variable <code>gpsfix</code> de l'XR4 avec la sous-routine <code>DM()</code>. # est la valeur de retour de <code>DM("gpsfix?",)</code>. <p><u>Solution</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Fermer et ré-alimenter le PC et la carte XR4 (<i>Reboot</i>). N.B. CTRL-ALT-DELETE ne suffit pas. |

Tableau 3.1, Messages d'erreurs (suite)

| Message (n° d'erreur) | Causes & Solutions |
|--|---|
| Code du Fix GPS XR4 non valide # (7) | <p>Cause</p> <ul style="list-style-type: none"> - La variable <code>gpsfix</code> renvoyée par l'XR4 est corrompue. # est la valeur renvoyée. <p>Solution</p> <ul style="list-style-type: none"> - Fermer et ré-alimenter le PC et la carte XR4 (<i>Reboot</i>). N.B. CTRL-ALT-DELETE ne suffit pas. |
| Incapable d'obtenir les données pseudorg de l'XR4 avec DM. DM revient avec l'erreur = # (8) | <p>Causes</p> <ul style="list-style-type: none"> - Le programme ne peut obtenir le macro <code>pseudorg</code> de l'XR4 avec la sous-routine <code>DM()</code>. # est la valeur de retour de <code>DM("pseudorg?",)</code>; - Mauvaise définition du macro <code>pseudorg</code> dans la table des symboles EGPS.SY. <p>Solutions</p> <ul style="list-style-type: none"> - Fermer et ré-alimenter le PC et la carte XR4 (<i>Reboot</i>). N.B. CTRL-ALT-DELETE ne suffit pas; - Vérifier le fichier EGPS.SY avec l'utilitaire DM. |

Tableau 3.1, Messages d'erreurs (suite)

| Message (n° d'erreur) | Causes & Solutions |
|--|--|
| Incapable d'obtenir les données pseudorg de l'XR4 avec Fast_DM. Fast_DM revient avec l'erreur = # (9) | <u>Causes</u> - Le programme ne peut obtenir le macro pseudorg de l'XR4 avec la sous-routine Fast_DM(). # est la valeur de retour de Fast_DM(); - Mauvaise définition du macro pseudorg dans la table des symboles EGPS.SY. <u>Solutions</u> - Fermer et ré-alimenter le PC et la carte XR4 (<i>Reboot</i>). N.B. CTRL-ALT-DELETE ne suffit pas; - Vérifier le fichier EGPS.SY avec l'utilitaire DM. |
| Incapable d'obtenir les données ephemers de l'XR4. DM revient avec l'erreur=# (10) | <u>Causes</u> - Le programme ne peut obtenir le macro ephemers de l'XR4 avec la sous-routine DM(). # est la valeur de retour de DM("ephemers?",); - Mauvaise définition du macro ephemers dans la table des symboles EGPS.SY. <u>Solutions</u> - Fermer et ré-alimenter le PC et la carte XR4 (<i>Reboot</i>). N.B. CTRL-ALT-DELETE ne suffit pas; - Vérifier le fichier EGPS.SY avec l'utilitaire DM. |

Tableau 3.1, Messages d'erreurs (suite)

| Message (n° d'erreur) | Causes & Solutions |
|--|--|
| LA CORRECTION DE LA PSEUDO-DISTANCE DU VS # ₁ =# ₂ EST HORS-LIMITE (11) | <u>Causes</u> - Le programme a obtenu une correction de pseudo-distance de # ₂ plus grande qu'un rayon terrestre; - Mauvais estimé initial de la position; - Données du modèle de l'horloge corrompues pour le VS # ₁ . <u>Solution</u> - Changer l'estimé initial défini dans le fichier source EGPSINIT.C et recompiler EGPS; |
| Matrice singulière détectée dans la routine Inverse_H (12) | <u>Causes</u> - Le programme a obtenu une matrice singulière de cosinus directionnels H; - Données du modèle de l'horloge ou données d'éphémérides corrompues pour un ou plusieurs VS. <u>Solution</u> - Redémarrer le programme plus tard, lorsque un autre VS sera utilisé. |

Tableau 3.1, Messages d'erreurs (suite)

| Message (n° d'erreur) | Causes & Solutions |
|---|--|
| CORRECTION DE X = # HORS-LIMITE (13) | <p>Causes</p> <ul style="list-style-type: none"> - Le programme a obtenu une correction de # pour la coordonnée x courante. Cette correction est plus grande qu'un rayon terrestre; - Mauvais estimé initial de la position. <p>Solution</p> <ul style="list-style-type: none"> - Changer l'estimé initial défini dans le fichier source EGPSINIT.C et recompiler EGPS; |
| CORRECTION DE Y = # HORS-LIMITE (14) | <p>Causes</p> <ul style="list-style-type: none"> - Le programme a obtenu une correction de # pour la coordonnée y courante. Cette correction est plus grande qu'un rayon terrestre; - Mauvais estimé initial de la position. <p>Solution</p> <ul style="list-style-type: none"> - Changer l'estimé initial défini dans le fichier source EGPSINIT.C et recompiler EGPS; |
| CORRECTION DE Z = # HORS-LIMITE (15) | <p>Causes</p> <ul style="list-style-type: none"> - Le programme a obtenu une correction de # pour la coordonnée z courante. Cette correction est plus grande qu'un rayon terrestre; - Mauvais estimé initial de la position. <p>Solution</p> <ul style="list-style-type: none"> - Changer l'estimé initial défini dans le fichier source EGPSINIT.C et recompiler EGPS; |

Tableau 3.1, Messages d'erreurs (suite)

| Message (n° d'erreur) | Causes & Solutions |
|--|--|
| CONVERSION XYZ A LAT LONG DIVERGEANTE, dist = # (16) | <p>Cause</p> <ul style="list-style-type: none"> - Le programme a obtenu une valeur très grande pour la variable <code>dist</code> durant une conversion des coordonnées courantes XYZ en coordonnées LATLONG. <p>Solution</p> <ul style="list-style-type: none"> - Déverminer le problème dans EGPSXYZ.C. |
| CONVERGENCE DU FIX GPS PERDUE !! (17) | <p>Cause</p> <ul style="list-style-type: none"> - Le programme a obtenu une valeur très grande pour la variable <code>distance_to_fix</code> durant les calculs du fix GPS. <p>Solution</p> <ul style="list-style-type: none"> - Changer l'estimé initial défini dans le fichier source EGPSINIT.C et recompiler EGPS. |
| Numéro de Fix # invalide, incapable de créer le fichier FIX####.M! (18) | <p>Cause</p> <ul style="list-style-type: none"> - La variable interne du nombre de fix est corrompue (≤ 0). <p>Solution</p> <ul style="list-style-type: none"> - Déverminer le problème dans EGPS.C. |

Tableau 3.1, Messages d'erreurs (suite)

| Message (n° d'erreur) | Causes & Solutions |
|---|--|
| Numéro de Fix # trop grand, incapable de créer le fichier FIX####.M ! (19) | <p>Causes</p> <ul style="list-style-type: none"> - Le nombre de fix calculé par le programme est plus de 9999; - Le programme exécute depuis trop longtemps. <p>Solution</p> <ul style="list-style-type: none"> - Redémarrer EGPS et le nombre de fix sera réinitialisé à 0 au début. |
| Incapable d'ouvrir le fichier FIX####.M ! (20) | <p>Causes</p> <ul style="list-style-type: none"> - Le programme ne peut créer le fichier de sauvegarde; - Nombre de fichiers ouverts simultanément est au maximum; - L'espace disponible sur la disquette est nulle. <p>Solution</p> <ul style="list-style-type: none"> - Effacer quelques fichiers pour libérer de l'espace sur la disquette. |

CHAPITRE IV

LABORATOIRE AVEC EGPS

4.1 Énoncé du problème

Étant donné le présent manuel, l'étudiant devrait normalement avoir toute la documentation dont il aura besoin pour bien comprendre la structure du système de positionnement global GPS. Cette documentation devrait permettre à l'étudiant de bien comprendre le segment utilisateur quant à l'idée de base des codes pseudo-aléatoires, la relation distance-temps, le message de navigation, les calculs de position des VS et la solution de l'équation de navigation.

L'étudiant devrait aussi comprendre quelques considérations matérielles concernant le récepteur GPS XR4-PC du laboratoire d'asservissement. Enfin, l'étudiant devrait être en mesure d'utiliser le logiciel EGPS afin d'obtenir un fichier de sauvegarde d'un fix GPS.

La tâche de l'étudiant est alors de concevoir un script Matlab (*M-file*) qui peut utiliser les données définies dans une séance Matlab par un fichier de sauvegarde `FIX####.M`. Le script conçu doit faire tous les calculs nécessaires afin de trouver les positions des VS, ainsi que la position de l'usager. Cette dernière pourra être comparée à celle définie comme référence par le fichier de sauvegarde.

4.2 Guide de travaux pratiques

Le travail à accomplir peut être séparé en huit étapes.

Étape 1:

Lire et bien comprendre les CHAPITRE I, II et III au complet;

Étape 2:

Obtenir une copie du logiciel EGPS.EXE et des fichiers EGPS.SY et CRIT.S19 sur une disquette 3½";

Étape 3:

Obtenir un fichier de sauvegarde FIX####.M, à l'aide du logiciel EGPS, en l'exécutant sur le PC du laboratoire d'asservissement qui contient la carte XR4-PC (voir CHAPITRE III). L'exécution peut être faite à partir de la disquette 3½" dans le lecteur de disquette du PC. De cette façon, le fichier des résultats y sera aussi déposé;

Étape 4:

Copier le fichier de sauvegarde dans un répertoire où Matlab peut le lire comme un fichier de commandes (*M-file*). Définir les données qu'il contient en tapant son nom sans l'extension (ex: fix0010<RTN>) durant une séance Matlab;

Étape 5:

Créer un fichier de commandes Matlab (*M-file*) qui utilise les données définies précédemment afin de calculer les positions des quatre véhicules spatiaux (voir la section 1.4.4.1 du CHAPITRE I);

Étape 6:

Modifier le fichier de commandes précédent afin qu'il calcule les corrections des pseudo-distances pour les quatre véhicules spatiaux (voir la section 1.4.4.2 du CHAPITRE I);

Étape 7:

Modifier le fichier de commandes précédent afin qu'il calcule la solution de l'équation de navigation (voir la section 1.4.5 du CHAPITRE I);

Étape 8:

Modifier le fichier de commandes précédent afin qu'il calcule la correction à la solution de l'équation de navigation (voir la section 1.4.6 du CHAPITRE I). Comparer avec la solution de référence définie par le fichier de sauvegarde.

Il ne reste alors qu'à écrire un court rapport qui présente et explique les résultats obtenus aux étapes 3, 5, 6, 7 et 8.

CHAPITRE V

LE GPS DIFFÉRENTIEL : GPSD

5.1 Généralités

Tableau 5.1, Comparaisons des systèmes de navigation modernes

| Système | Volume de couverture | Fiabilité du signal radio | Contenu du signal radio | Précision disponible | Versatilité du système | Coût de l'équipement |
|--------------------|----------------------|---------------------------|-------------------------------|---|---|----------------------|
| Vortac | 200 km | Très bonne VHF, bande-L | Pos 2D rel en Lat et Long | ± 3 km, $1\sigma \pm 1.8$ km | Vol d'approche sur une courte distance | Bas |
| LORAN-C | 2200 km | Bonne 100 KHz | Pos 2D absolue | 450 m ou 15-91 m prob à 95% | Distances moyennes en vol et au sol | Moyen |
| Oméga | Global | Bonne 10-14 KHz | Pos 2D absolue | 1.8-3.7 km RMS | Longue dist en vol, au sol ou sous l'eau | Bas |
| Oméga Différentiel | 200-370 km | Bonne 10-14 KHz | Pos 2D relative | 330-580 m | Courte dist en vol, au sol ou sous l'eau | Bas |
| Radar | Sans limite | Moyenne 5-16GHz | Pos 2D rel en Lat, Long | Variable | Position intermittante | Élevé |
| GPS | Global | Très bonne 1230,1575 MHz | Pos 3D abs, Vit 3D abs, temps | Pos horiz 7.6 m ^(†) , Pos vert 10.6 m ^(†) , Vit 0.05 m/s ^(†) | Longue dist en vol, au sol ou dans l'espace | Bas à moyen |

(†) Prévision pour récepteur haute performance et constellation complète de 24 VS.

Le Tableau 5.1 compare les systèmes de navigation modernes. Des critères tels que le volume de couverture, la fiabilité du signal radio, le contenu du signal, la précision disponible, la versatilité du système, ainsi que le coût de l'équipement sont utilisés pour faire une comparaison pertinente. Le GPS apparaît alors comme le moyen de navigation qui offre plusieurs avantages importants lorsque comparé aux autres systèmes. Le volume de couverture est global: il inclut la surface de la Terre, la basse atmosphère et l'espace au-dessus de l'atmosphère. Le système peut donc être utilisé par des véhicules au sol, des avions en vol, ou des navettes en orbite. La fiabilité du signal radio est très bonne et la bande-L utilisée par le GPS nécessite des équipements dont les coûts sont de bas à moyennement élevés. L'avantage le plus important du système GPS reste sa grande précision à déterminer la position et la vitesse d'un récepteur dans un référentiel absolu par rapport à la Terre. La position et la vitesse sont disponibles en trois dimensions, alors que les autres systèmes n'offrent qu'une position en deux dimensions. La Figure 5.1, "Comparaisons de systèmes de navigation modernes", montre bien la précision du GPS par rapport aux autres systèmes.

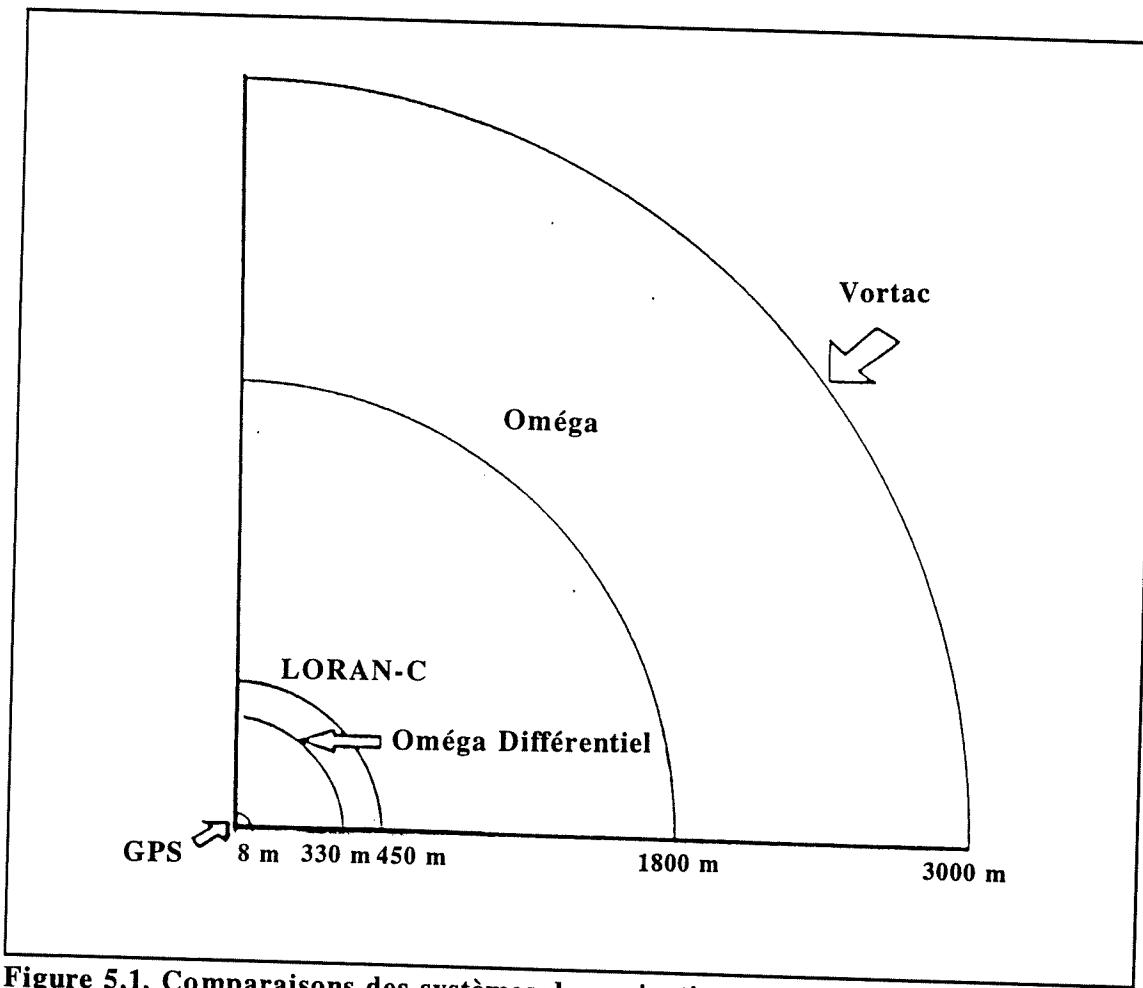


Figure 5.1, Comparaisons des systèmes de navigation modernes

Même si une précision de l'ordre de 7.6 m à 10.6 m peut être atteinte avec un récepteur mobile à haute performance, cette précision peut être insuffisante pour certaines applications. De plus, cette précision n'est disponible que pour les usagers qui ont accès au P-code, soit seulement les utilisateurs militaires. Les autres usagers utilisent plutôt le C/A-code dont la précision est intentionnellement dégradée par la MCS. La précision disponible est alors de l'ordre de 100 m horizontalement et de 150 m verticalement.

Le système GPS répond très bien à certains besoins de l'aviation civile. La précision requise pour les tronçons "en route" sont de l'ordre de 1 km. Par contre,

les tronçons d'approche et d'atterrissement nécessite une précision de 100 m pour une approche non précise alors que les approches précises de catégories I, II et III nécessitent plutôt des précisions de ± 3 m, ± 1.4 m et ± 0.5 m respectivement.

Le GPS civil répond donc très bien aux précisions "en route" et à peine aux précisions des approches non précises. Même les récepteurs GPS militaires ne répondent pas aux précisions requises pour une approche précise. Un système plus précis et local aux environs du point d'atterrissement doit alors être utilisé pour ce type d'approche. Les systèmes ILS (*Instrument Landing System*) et MLS (*Microwave Landing System*) permettent de telles approches précises. La Figure 5.2, "Comparaisons entre les systèmes GPS et ILS/MLS", montre bien la précision du GPS par rapport à ces deux systèmes.

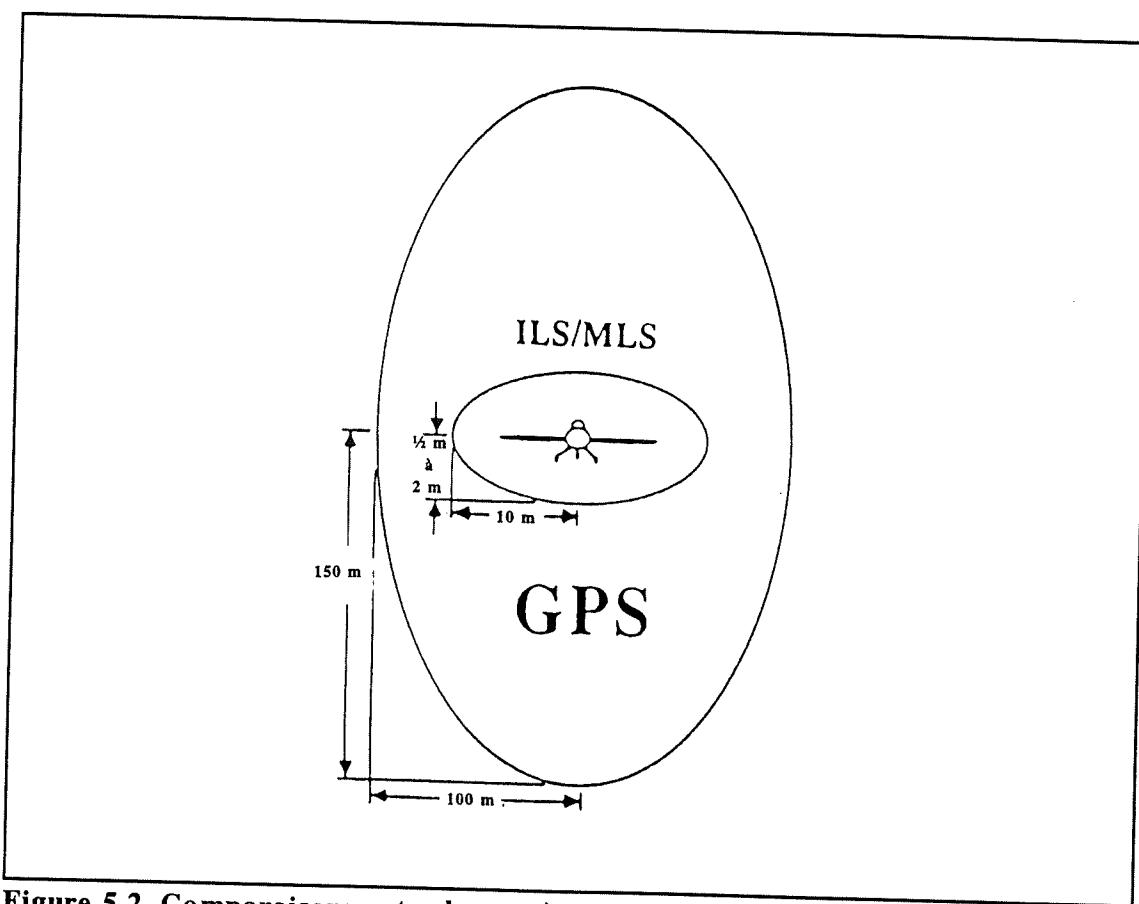


Figure 5.2, Comparaisons entre les systèmes GPS et ILS/MLS

Plusieurs autres applications nécessitent une précision plus grande que celle disponible avec le GPS civil. L'approvisionnement des stations de forage en mer ainsi que la navigation maritime dans d'étroits canaux en sont deux exemples parmi plusieurs. Dans toutes ses applications, il est normalement acceptable que la précision accrue soit disponible que dans un volume restreint autour d'un point central à l'application.

Les organismes civils de navigation aérienne ou maritime sont aussi inquiets du manque de contrôle qu'ils ont sur la précision disponible du GPS. En effet, le MCS peut varier la précision disponible du GPS sans en avertir qui que ce soit, et ce, normalement pour des raisons de sécurité nationale. Un système GPS différentiel (GPS Différentiel : GPSD) a donc été conçu afin de contourner ce problème et d'augmenter la précision disponible aux usagers civils.

5.2 L'idée de base

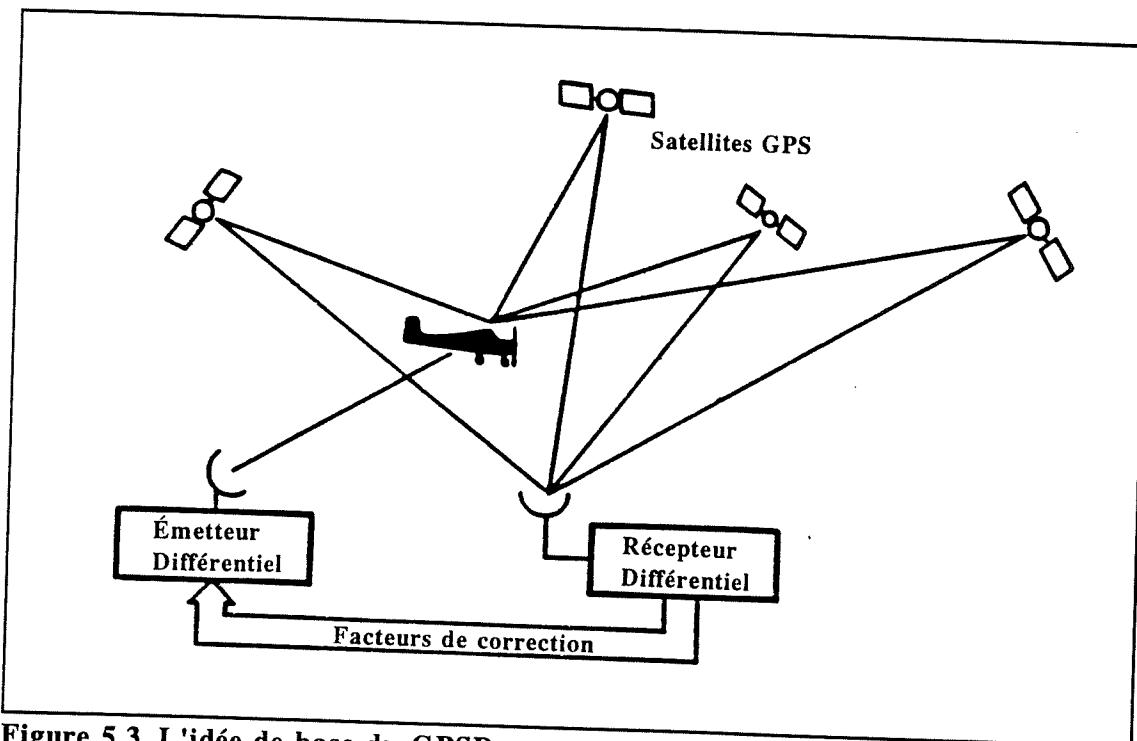


Figure 5.3, L'idée de base du GPSD

L'idée de base du GPSD est illustrée à la Figure 5.3. Une station de référence GPSD est placée à une position connue; cette position est le point de référence du système GPSD local. La position du point de référence est normalement obtenue à l'aide de mesures cartographiques ou d'arpentages précis. La station de référence GPSD reçoit les signaux GPS de différents VS visibles, comme tous les autres récepteurs de la région. Elle calcule alors la position des VS visibles, mesure leurs pseudo-distances et obtient un *fix* GPS. En comparant alors le *fix* GPS à la position connue du point de référence, des facteurs de correction peuvent être déterminés et transmis aux autres usagers de la région via un lien radio. Ces facteurs de correction aident les autres usagers à corriger leurs solutions puisque l'erreur qu'ils subissent est en partie la même que celle de la station de référence GPSD.

Les erreurs qui peuvent être corrigées grâce au GPSD sont les erreurs d'horloge des VS, les erreurs transmises dans les éphémérides (incluant les erreurs introduites intentionnellement par la MCS) et les erreurs dues à la propagation des signaux GPS à travers l'ionosphère et la troposphère. Par contre, plus la distance entre la station de référence GPSD et le récepteur de l'usager est grande, moins la compensation pour les erreurs dues à la propagation est bonne. Les signaux GPS parcouruent alors des chemins légèrement différents lors de leurs trajets du VS aux récepteurs. Ceci limite le rayon de couverture d'une station de référence à environ 500 km autour de la station.

Trois concepts GPSD sont utilisés de façon courante: ils sont la correction de la solution, la correction des pseudo-distances et le pseudo-satellite ou pseudolites.

5.2.1 Correction de la solution

La Figure 5.4 illustre le schéma-bloc d'une station de référence GPSD. Elle

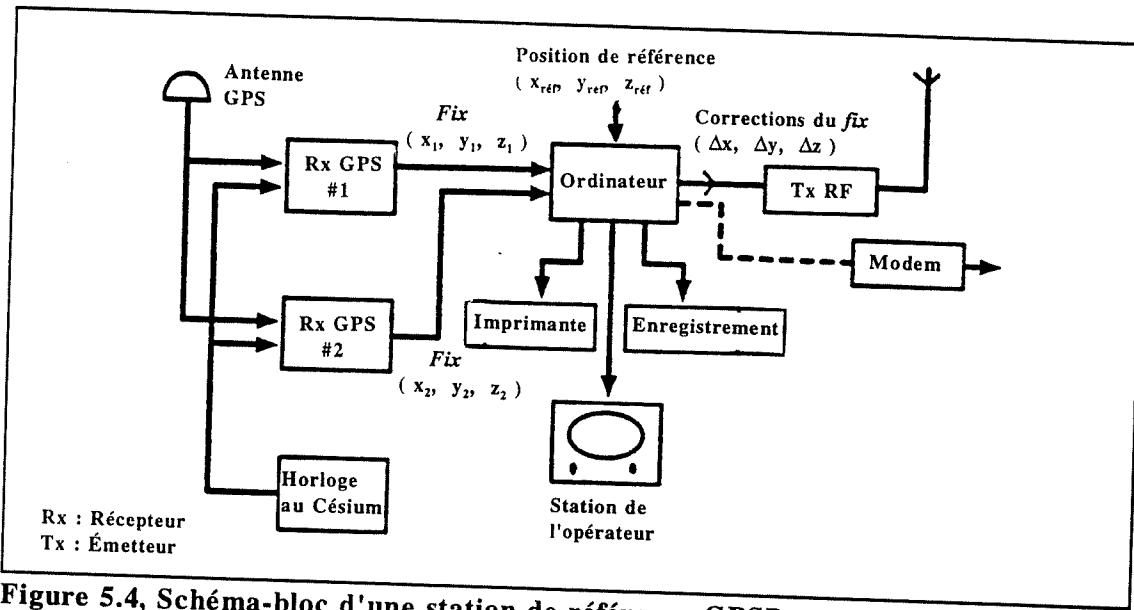


Figure 5.4, Schéma-bloc d'une station de référence GPSD

utilise deux récepteurs GPS et une horloge au Césium pour obtenir des *fix* GPS le plus précis possible en utilisant un grand nombre de VS.

Un ordinateur calcule alors un *fix* GPS unique et le compare à la position connue du point de référence. Des facteurs de correction de la solution GPS sont calculés et transmis aux usagers de la région via un émetteur RF opérant à une fréquence connue.

La Figure 5.5 illustre le schéma-bloc d'un récepteur GPSD de l'usager. Il utilise un récepteur GPS conventionnel et un récepteur RF opérant à la fréquence de la station de référence.

Un ordinateur calcule alors une correction au *fix* déterminé par le récepteur GPS; la correction est fournie par la station de référence GPSD via le lien RF. Pour que cette correction soit possible, la station de référence GPSD et le récepteur GPSD de l'usager doivent utiliser le même ensemble de 4 VS dans leurs calculs du *fix* GPS. Ceci impose une restriction importante lorsque plusieurs usagers sont dans la région.

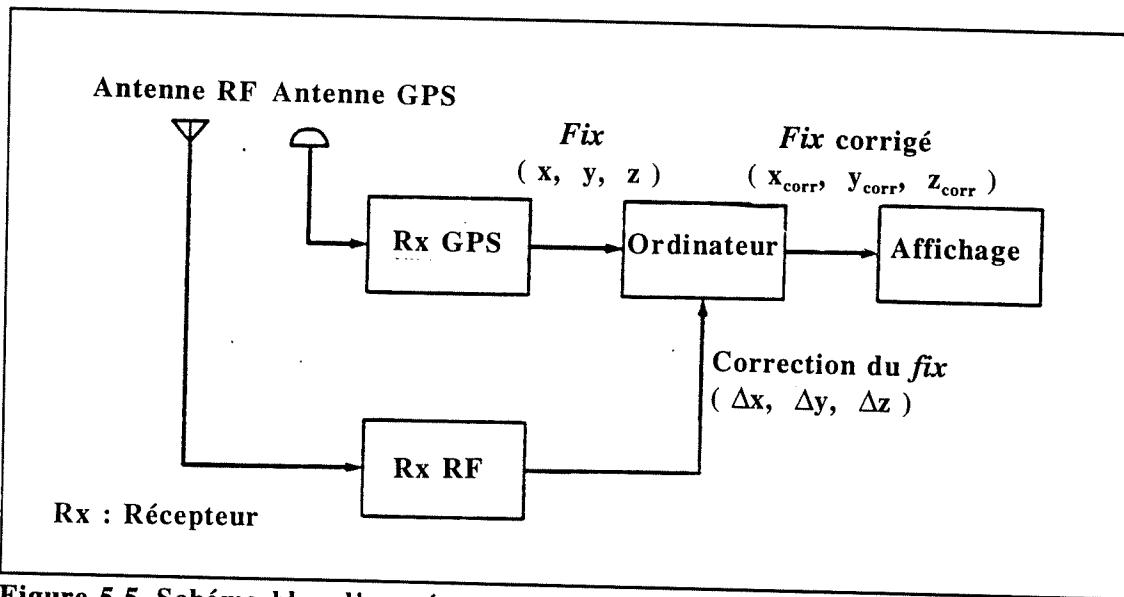


Figure 5.5, Schéma-bloc d'un récepteur GPSD de l'usager

couverte par la station. Les usagers devraient alors transmettre leur sélection de VS pour que la station de référence GPSD calcule des corrections correspondantes pour chaque usager. Une autre méthode serait que la station de référence calcule et transmette continuellement les corrections pour toutes les combinaisons de 4 VS visibles. Cette dernière méthode imposerait une lourde charge au lien RF puisque 70 combinaisons de 4 VS sont possibles lorsque 8 VS sont visibles.

Dû à ces désavantages, le concept GPSD de la correction de la solution est le moins utilisé des trois concepts présentés. Les désavantages les plus importants sont: la nécessité d'un deuxième récepteur RF dans le récepteur GPSD de l'usager, la dépendance du récepteur de l'usager à la station de référence et la surcharge du lien RF.

5.2.2 Correction des pseudo-distances

Cette méthode ressemble beaucoup à la méthode précédente, la seule différence étant que la station de référence GPSD calcule des facteurs de correction à appliquer aux pseudo-distances mesurées pour chaque VS visible. La Figure 5.6 illustre le concept GPSD utilisant la correction des pseudo-distances.

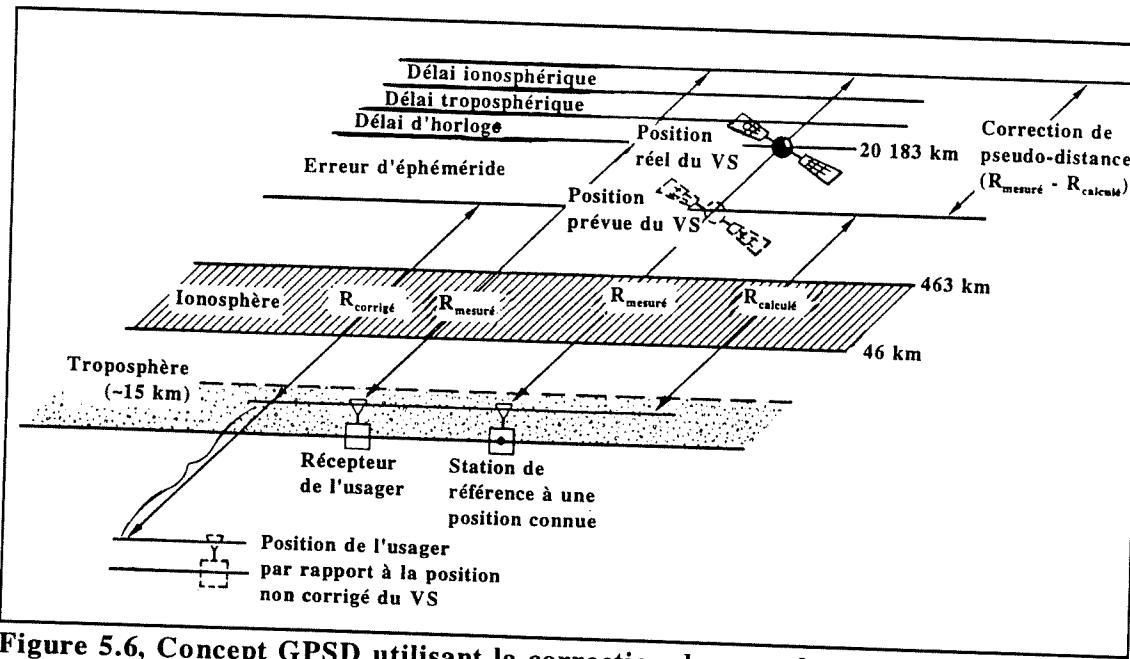


Figure 5.6, Concept GPSD utilisant la correction des pseudo-distances

La station de référence GPSD calcule les erreurs entre les distances calculées et les distances mesurées pour chaque VS visible. La distance calculée d'un VS est obtenue en tenant compte de sa position prévue et de la position de la station GPSD. La distance mesurée d'un VS est obtenue par un des récepteurs GPS de la station de référence.

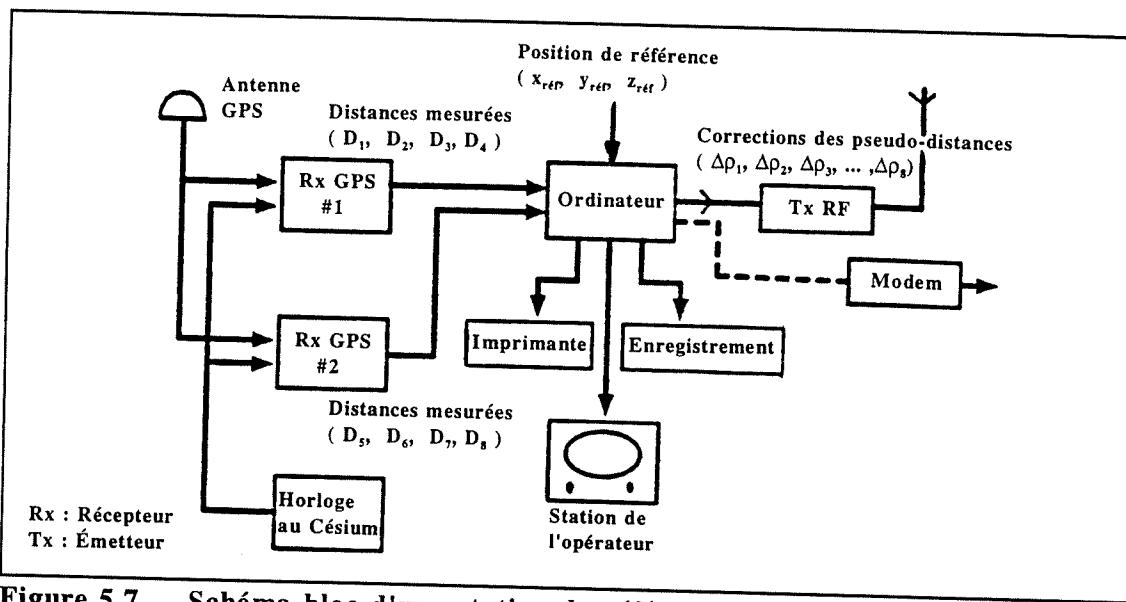


Figure 5.7, Schéma-bloc d'une station de référence GPSD utilisant la correction des pseudo-distances

La Figure 5.7 illustre le schéma-bloc d'une station de référence GPSD utilisant la correction des pseudo-distances. Les corrections des pseudo-distances sont transmises aux usagers de la région via un émetteur RF opérant à une fréquence connue. La Figure 5.8 illustre le schéma-bloc d'un récepteur GPSD utilisant la correction des pseudo-distances. Il utilise un récepteur GPS conventionnel et un récepteur RF opérant à la fréquence de la station de référence GPSD locale.

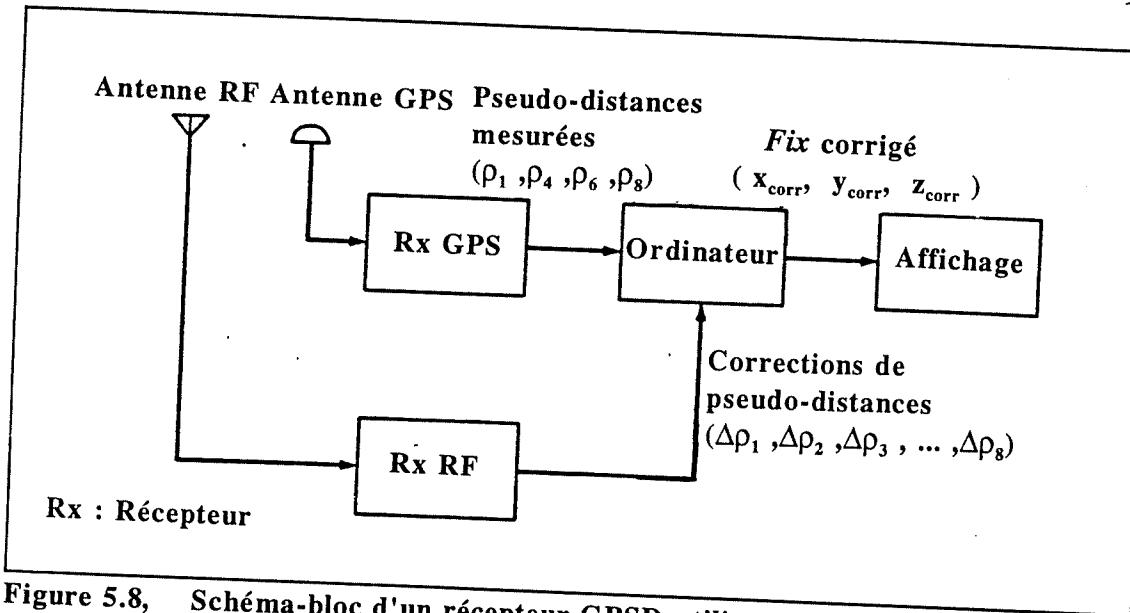


Figure 5.8, Schéma-bloc d'un récepteur GPSD utilisant la correction des pseudo-distances

Un ordinateur calcule alors un *fix* en utilisant des pseudo-distances mesurées par le récepteur GPS, après les avoir corrigées à l'aide des corrections fournies par la station de référence GPSD, via le lien RF. Pour que cette correction soit possible, la station de référence GPSD et le récepteur GPSD de l'usager n'ont pas à utiliser le même ensemble de 4 VS dans leurs calculs du *fix GPS*. Ceci est possible puisque la station de référence calcule et transmet les corrections pour tous les VS visibles dans la région qu'elle couvre. Le récepteur de l'usager n'a qu'à choisir les corrections dont il a besoin pour les VS qu'il a choisis. Cette méthode a donc l'avantage de rendre indépendant les calculs du récepteur de l'usager et ceux de la station de référence. Puisque le lien RF ne transmet que 8 ensembles de données, la période entre deux mises à jour d'un même ensemble de données est plus courte que celle de la méthode précédente où 70 ensembles étaient transmis continuellement.

Le désavantage le plus important de cette méthode est la nécessité d'un deuxième récepteur RF dans le récepteur GPSD de l'usager. Cette méthode de navigation maritime est utilisée par les États Unis, le Canada et plusieurs autres pays.

5.2.3 Pseudo-satellite : Pseudolites

Cette méthode ressemble beaucoup à la méthode précédente, la seule différence étant que la station de référence GPSD utilise la fréquence f_{L1} pour transmettre son message GPSD à l'usager. Ce message est dans le même format et au même taux de 50 bps que les messages de navigation qui sont transmis par les VS. La station de référence transmet aussi un code pseudo-aléatoire dont la séquence est connue à tout moment, tout comme les VS. La Figure 5.9 illustre l'idée de base du pseudolite GPSD.

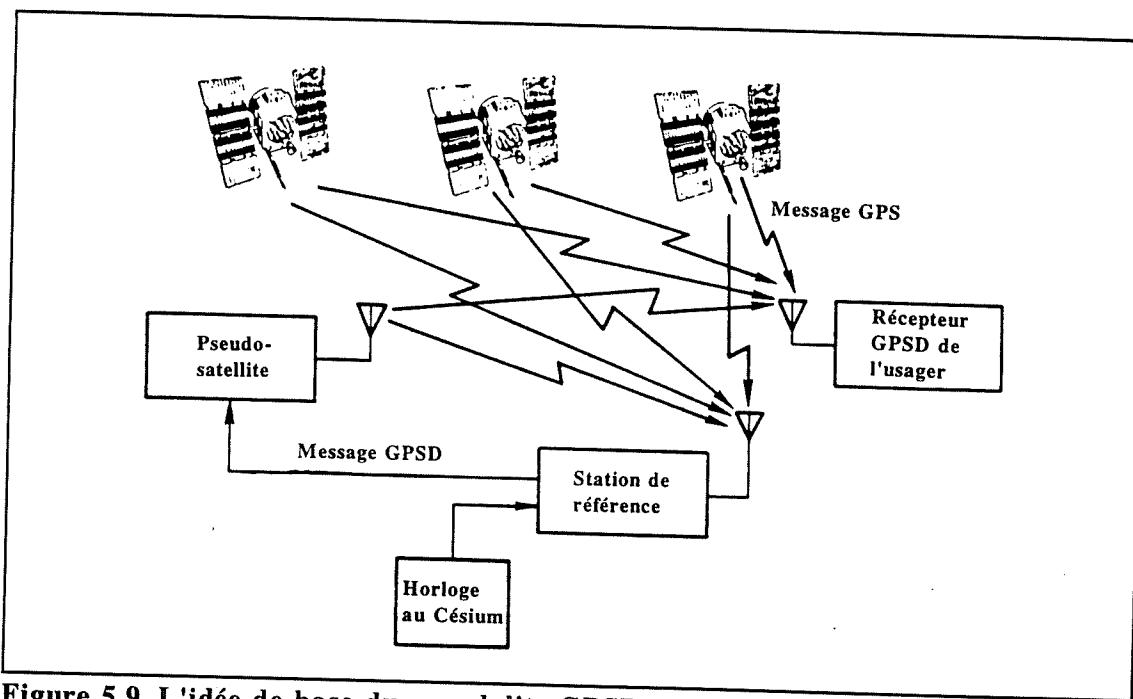


Figure 5.9, L'idée de base du pseudolite GPSD

La station de référence GPSD reçoit alors tous les messages GPS des VS visibles et reçoit aussi son propre message GPSD, tout comme les usagers de la région. L'antenne émettrice de la station de référence apparaît alors comme un satellite immobile pour les usagers; ceux-ci peuvent donc l'inclure dans les calculs de la solution de navigation. Ceci réduit de 4 à 3 le nombre de VS qui doivent être

visibles, la quatrième mesure d'une pseudo-distance étant celle entre l'usager et le pseudo-satellite, d'où le nom de pseudolite. L'antenne pseudolite est normalement à une courte distance de la station de référence où l'antenne GPS est située. Ceci permet à la station de référence de mesurer la distance de l'antenne pseudolite et ainsi de contrôler la précision du pseudo-code transmis.

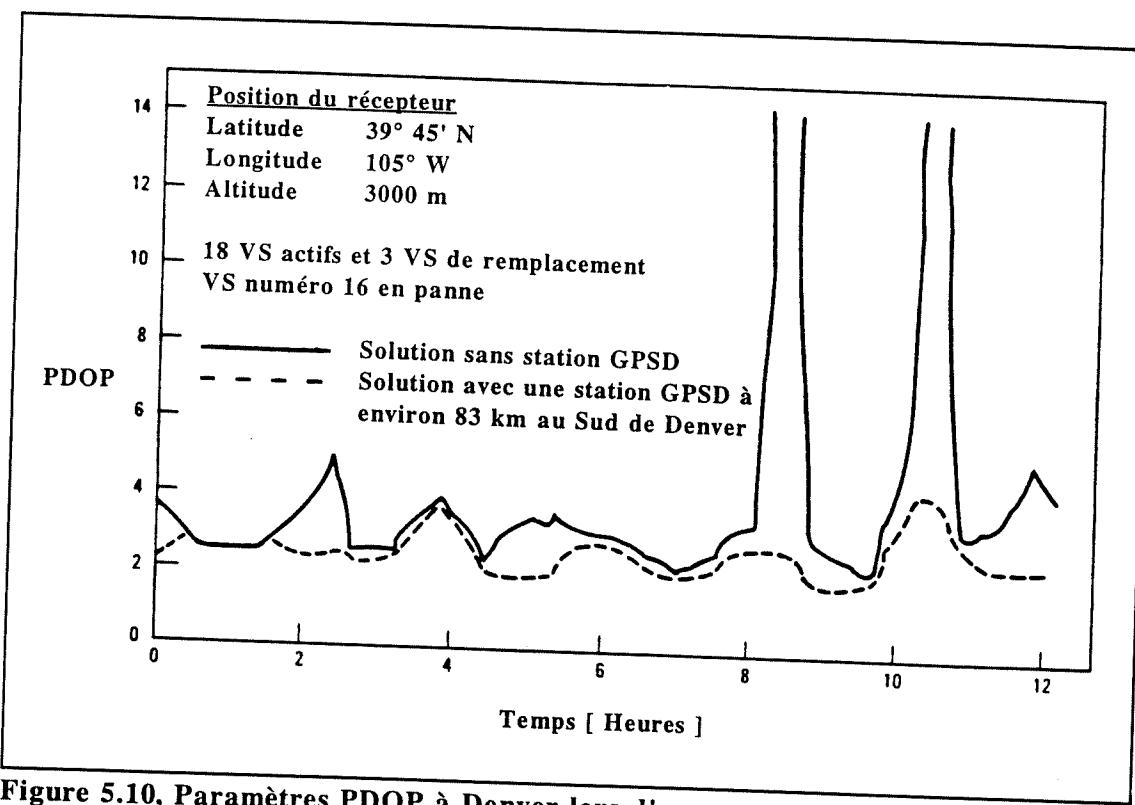


Figure 5.10, Paramètres PDOP à Denver lors d'une panne du VS numéro 16

La géométrie du concept GPSD par pseudolite diminue de beaucoup la dilution de la précision due à la géométrie (GDOP). Il est donc possible d'obtenir une très grande précision même lorsque la géométrie des VS est mauvaise, ou lorsque peu de VS sont disponibles. La Figure 5.10 illustre le paramètre PDOP à Denver lors d'une panne du VS numéro 16, avec ou sans un pseudolite.

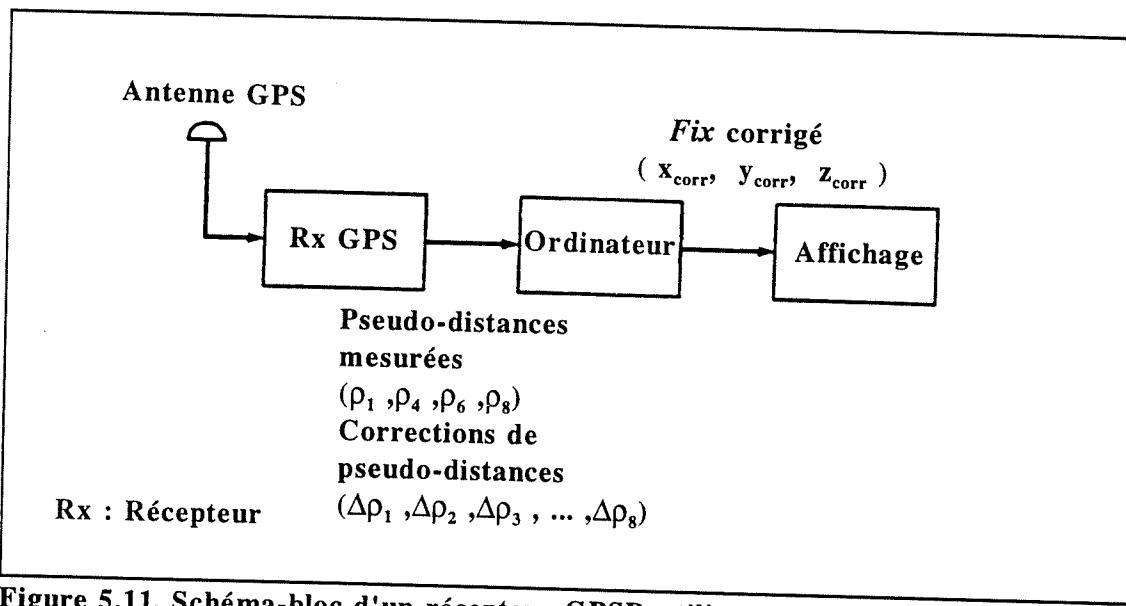


Figure 5.11, Schéma-bloc d'un récepteur GPSD utilisant le concept des pseudolites

Il est facile de constater que même dans des conditions aussi difficiles pour la constellation GPS, la présence d'une station de référence GPSD diminue de beaucoup le PDOP.

La Figure 5.11 illustre le schéma-bloc d'un récepteur GPSD utilisant le concept des pseudolites. Il utilise un récepteur GPS conventionnel seulement, le même équipement RF servant à recevoir le message GPS et le message GPSD.

Cette méthode offre tous les avantages de la correction des pseudo-distances et en offre deux supplémentaires : aucun récepteur RF additionnel n'est nécessaire et la précision due à la géométrie est grandement améliorée. Voilà pourquoi elle a été choisie par les organismes civils de navigation aérienne et maritime comme la méthode de choix pour l'implantation des stations de référence GPSD à l'échelle mondiale.

5.3 Le message de correction GPSD

La structure générale du message GPSD est semblable à celle du message GPS provenant des VS (voir section 1.4.4). La dimension d'un mot, l'algorithme de parité, ainsi que le taux de transmission de 50 bps sont restés identiques. La différence majeure est que le message GPSD utilise des blocs de longueur variable alors que le message GPS utilise des blocs de longueur fixe.

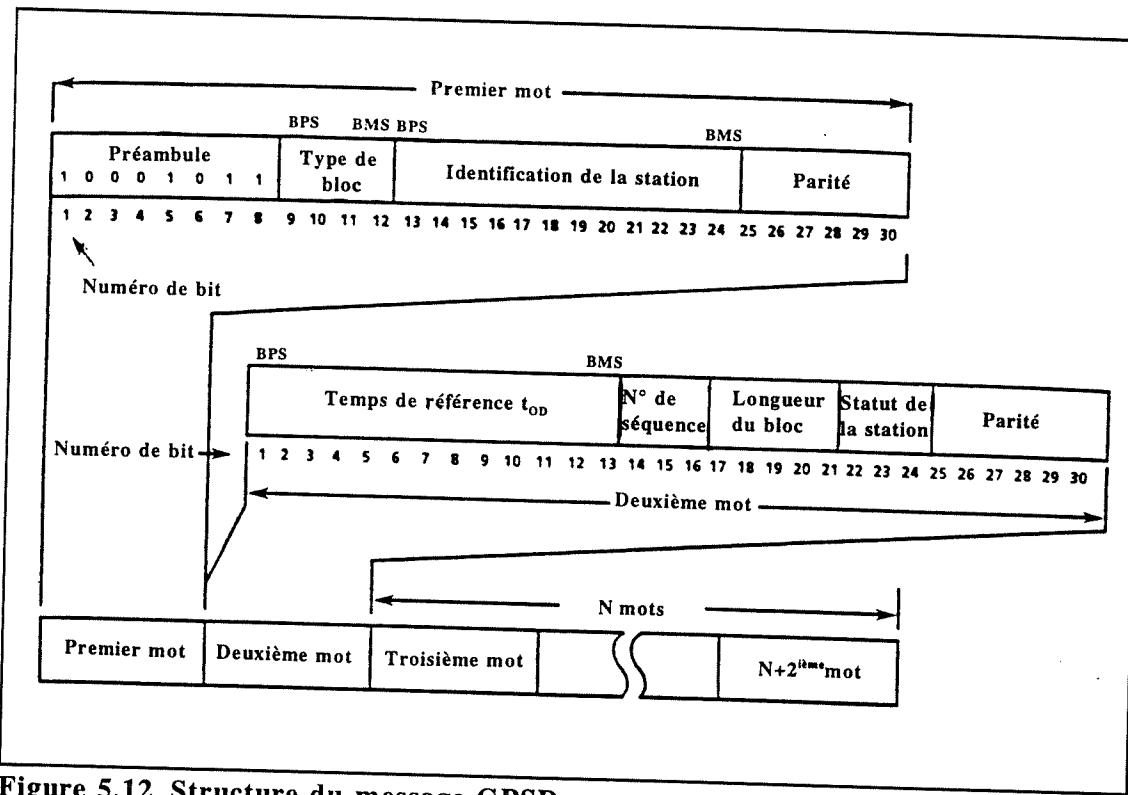


Figure 5.12, Structure du message GPSD

La Figure 5.12 illustre la structure du message GPSD. Chaque bloc est composé de plusieurs mots, longs de 30 bits chacun. Les deux premiers mots fournissent toujours les informations montrées au Tableau 5.2, "Paramètres des deux premiers mots". Ces paramètres permettent au récepteur GPSD de se synchroniser avec le message GPSD, de bien interpréter son contenu, et enfin, d'identifier la station et le statut de celle-ci.

Tableau 5.2, Paramètres des deux premiers mots

| Paramètre | Description | Unité |
|---------------------------|--|-------|
| ID du type de bloc (N) | Identification du type de bloc : $1 \leq N \leq 16$ | N/A |
| ID de la station (N) | Identification de la station GPSD : $0 \leq N \leq 4095$ | N/A |
| N° de séquence (N) | Compteur de messages : $0 \leq N \leq 7$ | N/A |
| Longueur du bloc (N) | Nombre de mots composant le bloc courant : $2 \leq N \leq 3$ | mot |
| Statut de la station GPSD | Statut pseudolite en général et en particulier concernant les données transmises | N/A |
| t_{OD} | Temps de référence des données différentielles | s |

5.3.1 Type de bloc

Jusqu'à 16 types de blocs différents peuvent être transmis par une station de référence. Leur longueur varie de 2 mots à 33 mots (rarement plus de 12) dépendamment du type de bloc et du nombre de VS visibles par la station. Le Tableau 5.3, "Type de bloc", identifie le contenu de chacun, alors que la structure détaillée est présentée à l'ANNEXE VI : "Structure détaillée du message GPSD".

Tableau 5.3, Type de bloc

| ID | Description | ID | Description |
|----|--|----|--|
| 1 | Correction différentielle | 9 | Correction différentielle haute vitesse |
| 2 | Correction différentielle âgée | 10 | Correction différentielle du P-code (accès restreint) |
| 3 | Paramètres de la station | 11 | Correction différentielle du C/A-code sur f_{L1} et f_{L2} (accès restreint) |
| 4 | Données pour l'arpentage | 12 | Message textuel du statut de la station de référence |
| 5 | Statut de la constellation | 13 | Non-défini |
| 6 | Bloc nul | 14 | Non-défini |
| 7 | Almanachs des phares (<i>Beacon</i>) | 15 | Non-défini |
| 8 | Almanachs des pseudolites | 16 | Message textuel spécial |

Bloc de type 1

Le bloc de type 1 contient le message principal du système GPSD. Le Tableau 5.4 identifie son contenu détaillé.

Tableau 5.4, Paramètres du bloc de type 1

| Paramètre | Description | Unité |
|---------------------------------------|--|-------|
| ID_VS | Numéro d'identification des satellites visibles par la station : $1 \leq ID_VS \leq 32$ | N/A |
| $[\Delta\rho]_{ID_VS}$ | Correction des pseudo-distances | m |
| $[\Delta\rho']_{ID_VS}$ | Taux de changement des corrections | m/s |
| $[Statut\ du\ VS]_{ID_VS}$ | Statut du satellite en général et en particulier concernant les données transmises | N/A |
| $[Précision\ du\ VS]_{ID_VS}$ (N) | Erreur sur la position de l'usager due aux corrections différentielles (UDRE : <i>User Differential Range Error</i>) N = 0, UDRE < 0.5 m N = 1, UDRE > 0.5 m N = 2, UDRE > 1 m N = 3, UDRE > 2 m N = 4, UDRE > 4 m N = 5, UDRE > 8 m N = 6, Voir le bloc de type 5 N = 7, À vos risques | N/A |
| $[NIDD]_{ID_VS}$ | Numéro d'identification des données différentielles (IODD : <i>Issue Of Differential Data</i>) | N/A |

Les pseudo-distances mesurées par l'usager doivent être corrigées de la façon suivante pour chaque VS :

$$\rho(t_{GPS}) = \rho_{mesuré}(t_{GPS}) + \Delta\rho + \Delta\rho'(t_{GPS} - t_{OD})$$

où

- $\rho(t_{GPS})$: pseudo-distance corrigée au temps GPS courant,
- $\rho_{mesuré}(t_{GPS})$: pseudo-distance mesurée au temps GPS courant,
- $\Delta\rho$: correction de la pseudo-distance fournie par la station de référence GPSD,
- $\Delta\rho'$: taux de changement de la correction $\Delta\rho$,
- t_{OD} : temps de référence des données différentielles.

L'usager ne doit plus appliquer les corrections pour l'erreur de l'horloge, pour la correction relativiste, ainsi que pour les délais occasionnés par le passage du signal dans la ionosphère et la troposphère (voir la section 1.4.3). Toutes ces corrections sont incluses dans les facteurs { $\Delta\rho$, $\Delta\rho'$, t_{OD} } que l'usager reçoit de la station de référence GPSD.

Les données concernant le statut du VS indiquent si les données contenues dans les messages de navigation GPS sont valides. Ce statut n'est pas qu'une répétition du statut fourni par le VS. La station de référence vérifie la validité des données fournies par le VS et peut modifier son statut localement. La précision disponible à l'utilisateur des données provenant de la station de référence est transmise à l'aide d'un index N (UDRE : *User Differential Range Error*). Cet index permet d'estimer l'erreur en mètres sur la position du VS. Plus l'index est petit, plus la précision est grande. Un index de 6 et plus indique que les données ne sont pas fiables et que l'utilisateur s'en sert à ses risques.

Le numéro d'identification des données différentielles NIDD (IODD : *Issue Of Differential Data*) indique quel ensemble de données est utilisé par la station de référence pour ces calculs concernant un VS. Ce numéro est le NIDE transmis par le VS. Normalement, l'usager et la station utilisent le même ensemble de données. Donc le NIDE que l'usager reçoit du VS et le NIDD qu'il reçoit de la station sont égaux. Si le NIDE est plus petit, l'usager doit alors utiliser des corrections de pseudo-distances additionnelles contenues dans le bloc de type 2. Les données de l'usager sont alors plus âgées que celles de la station de référence. Il se pourrait que les données de l'usager soient plus récentes que celle de la station (NIDE > NIDD), ces nouvelles données ne doivent pas être utilisées tant que la station ne les ait obtenues (NIDE = NIDD).

Bloc de type 2

Le bloc de type 2 contient un deuxième ensemble de correction appelé correction différentielle âgée. Le Tableau 5.5 identifie son contenu détaillé.

Tableau 5.5, Paramètres du bloc de type 2

| Paramètre | Description | Unité |
|--|--------------------------------------|-------|
| $[\Delta\rho_{\text{âgée}}]_{\text{ID_VS}}$ | Correction âgée des pseudo-distances | m |

Les corrections âgées des pseudo-distances sont nécessaires lorsqu'un usager utilise des données d'éphémérides plus âgées que celles utilisées par la station de référence pour un VS donné (donc lorsque NIDE < NIDD). La pseudo-distance mesurée par l'usager doit alors être corrigée de la façon suivante pour ce VS :

$$\rho(t_{\text{GPS}}) = \rho_{\text{mesuré}}(t_{\text{GPS}}) + \Delta\rho + \Delta\rho'(t_{\text{GPS}} - t_{\text{OD}}) + \Delta\rho_{\text{âgée}}$$

La station de référence transmet un bloc de type 2 aussitôt qu'elle utilise un nouvel ensemble de données en provenance d'un VS.

Bloc de type 3

Le bloc de type 3 contient les paramètres de la station de référence. Le Tableau 5.6 identifie son contenu détaillé.

Tableau 5.6, Paramètres du bloc de type 3

| Paramètres | Description | Unité |
|-------------------------------|--|----------|
| x_{ref} y_{ref} z_{ref} | Position de l'antenne pseudolite dans le système de coordonnées XYZ | m |
| T_{DTZ} | Délai dû à la troposphère au zénith de la station de référence | m |
| Statut de la station | Statut de la station de référence en général et en particulier concernant les données transmises | N/A |
| a_n a_m | Paramètres de correction de l'horloge de la station de référence | s/s s |

La position de l'antenne pseudolite est fournie dans le système de coordonnées XYZ afin que les usagers puissent utiliser la mesure de la pseudo-distance entre leur récepteur et l'antenne pseudolite. Le nombre de VS qui doit être visible est alors de 3 seulement. Le délai dû à la troposphère T_{DTZ} est fourni pour les usagers qui désirent compenser pour la différence entre leur altitude et l'altitude de la station de référence. Les données détaillées concernant le statut de la station de référence indiquent si les données contenues dans les messages de navigation GPSD sont valides. Les paramètres du modèle polynomial $\{a_m, a_n\}$, ainsi que le temps de référence des données différentielles t_{OD} sont utilisés afin de déterminer l'erreur de l'horloge atomique de la station de référence par rapport au temps GPS. Ceci est disponible pour les utilisateurs qui désirent avoir un temps GPS précis.

Bloc de type 4

Le bloc de type 4 contient toutes les données nécessaires pour permettre l'arpentage du terrain, grâce au GPSD. Dans la région de couverture de la station de référence, des mesures très précises de l'ordre du centimètre peuvent être faites. Il est important de noter que ces mesures précises sont possibles due à la position statique du récepteur de l'usager. Une mesure requiert normalement plusieurs minutes.

Le bloc de type 4 n'est transmis que par les stations de référence qui ont prévu ce service aux arpenteurs, les autres stations ne le transmettant pas.

Bloc de type 5

Le bloc de type 5 fournit le statut de tous les VS visibles de la station de référence, ainsi que le statut estimé du prochain VS qui sera visible. La puissance du signal GPS de chaque VS visible est aussi fournie.

Ce message est transmis périodiquement par la station de référence. Les usagers du système GPSD de la région peuvent s'en servir comme almanach de la constellation pertinente à la région.

Bloc de type 6

Le bloc de type 6 ne contient que les deux premiers mots communs à tous les types de bloc (voir la Figure 5.12). Ce type de bloc permet au récepteur GPSD de l'usager de se synchroniser avec le message GPSD lorsqu'aucune information additionnelle n'est transmise par la station de référence (ce qui est rarement le cas).

Bloc de type 7

Puisque les usagers maritimes utilisent le système GPSD de façon courante pour naviguer le long des côtes et dans les canaux maritimes, le système GPSD leur fournit un bloc permettant de sélectionner la station de référence optimum parmi un réseau de stations de référence. Ce réseau forme une région de couverture continue le long des côtes et dans les canaux maritimes. Chaque station est jumelée à un ou plusieurs phares radio-maritimes appelés *Beacon* qui retransmet le message GPSD. Le bloc de type 7 constitue l'almanach de ce réseau de phares radio-maritimes.

Bloc de type 8

Le bloc de type 8 constitue l'almanach des stations de référence ou pseudolites d'une grande région. Il fournit la position, le code, ainsi que le statut général des stations dans cette région.

Bloc de type 9

Le bloc de type 9 fournit les mêmes informations que le bloc de type 1, mais pour un VS seulement. Ce type de bloc est transmis par la station de référence lorsque les paramètres de correction d'un VS varient de façon prononcée ou rapide. Les paramètres de ce VS sont alors mis à jour plus fréquemment que les autres VS. Ils sont mis à jour seulement lorsqu'un bloc de type 1 est transmis.

Bloc de type 10

Le bloc de type 10 est réservé aux utilisateurs qui ont accès au P-code pour des applications militaires.

Bloc de type 11

Le bloc de type 11 est réservé pour des applications futures si le C/A-code devient disponible sur les fréquences f_{L1} et f_{L2} simultanément. Le contenu n'est pas encore défini.

Bloc de type 12

Le bloc de type 12 permet la transmission d'un message textuel de longueur variable concernant le statut de la station de référence. Ce message est une chaîne de caractères ASCII.

Blocs des types 13 à 15

Les blocs des types 13 à 15 n'ont pas encore été définis et sont disponibles pour des applications futures du système GPSD.

Bloc de type 16

Le bloc de type 16 permet la transmission d'un message textuel spécial de longueur variable. Ce message est une chaîne de caractères ASCII.

5.3.2 Taux de transmission du message

Les blocs du message de navigation GPSD sont de longueur variable afin de maximiser le taux de transmission des données. L'ordinateur de la station de référence doit alors déterminer quels types de blocs doivent être transmis et quand ils doivent être transmis.

Un scénario typique serait de transmettre le bloc de type 1 le plus souvent possible, intercalé de blocs des types 2, 3, 5 et 7. De plus, un bloc de type 9 pourrait être transmis pour chaque bloc de type 1 afin d'augmenter le taux de transmission des paramètres de correction concernant un VS. Supposons que le bloc de type 2 est transmis une fois par minute, les blocs des types 3 et 5 en alternance une fois par minute, et le bloc de type 7 une fois toutes les 5 minutes. Le taux de transmission des

paramètres de correction du bloc de type 1 peut être calculé en tenant compte du message de navigation qui est transmis à un taux de 50 bps et en tenant compte du nombre de VS visibles. Le taux de transmission des paramètres de correction pour le VS visé par le bloc de type 9 peut aussi être calculé. Ces paramètres sont alors mis à jour à chaque transmission d'un bloc de type 1 ou 9. Le Tableau 5.7 montre les résultats de ces calculs pour 4, 7 et 11 VS visibles. Il y a normalement de 6 à 7 VS visibles.

Tableau 5.7, Taux de transmission des corrections des pseudo-distances

| Nombre de VS | Taux de transmission sans bloc de type 9 | Taux de transmission avec un bloc de type 9 par bloc de type 1 | |
|--------------|--|--|-----------------|
| | | VS bloc 1 seulement | VS blocs 1 et 9 |
| 4 | 1/6.23 s | 1/9.15 s | 1/4.58 s |
| 7 | 1/10.22 s | 1/13.14 s | 1/6.57 s |
| 11 | 1/16.11 s | 1/19.18 s | 1/9.59 s |

L'importance du taux de transmission est illustrée à la Figure 5.13, "Croissance de l'erreur du système GPSD". Cette figure illustre la croissance des différentes composantes de l'erreur du système GPSD durant les 40 secondes suivant une mise à jour des paramètres de correction. Durant les 10 premières secondes, l'erreur fixe due à la station est dominante. Après environ 20 secondes, l'erreur totale est également divisée entre les erreurs fixe et variable dues à la station, ainsi que l'erreur due à la MCS. Après 20 secondes, l'erreur dominante est due aux erreurs introduites intentionnellement par la MCS dans les éphémérides. Cette erreur est appelée erreur d'accès sélectif (AS). La Figure 5.13 illustre aussi la croissance de l'erreur totale si la MCS décidait de doubler l'erreur d'accès sélectif.

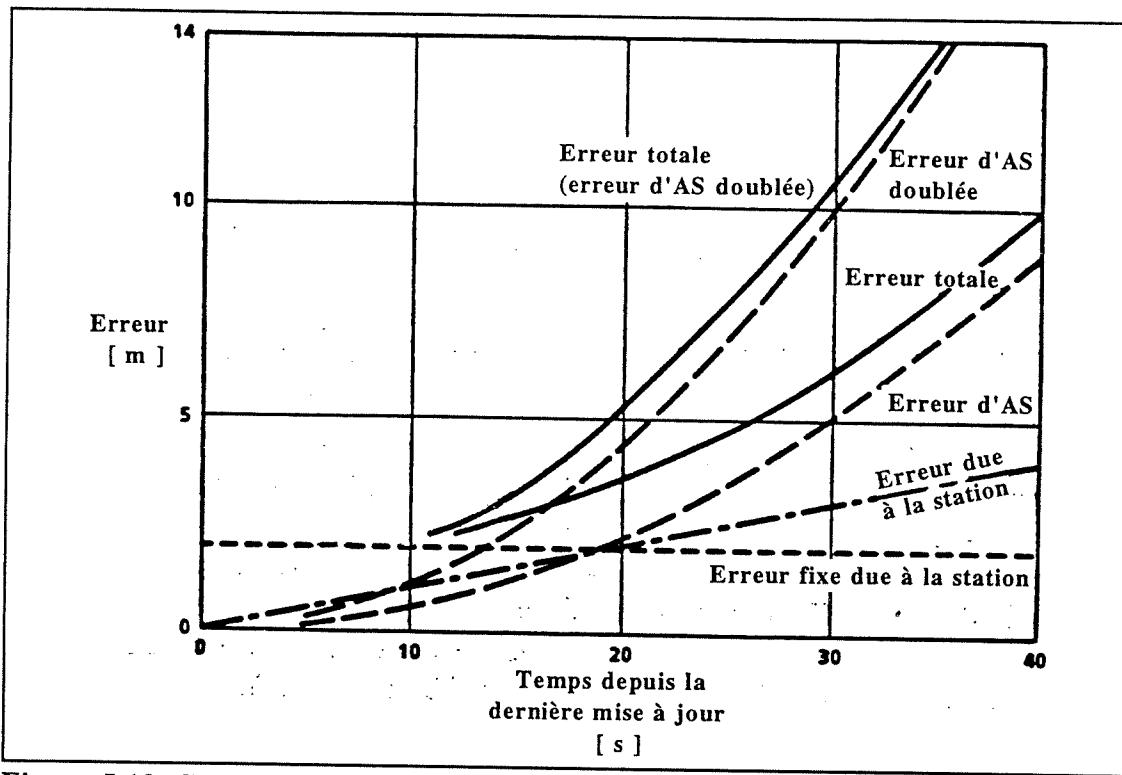


Figure 5.13, Croissance de l'erreur du système GPSD

Pour que l'erreur totale reste en-dessous de 5 m, le taux de transmission doit être au moins de 1/26 s. Le Tableau 5.7 montre que le scénario typique présenté précédemment répond à ce critère dans tous les cas.

5.4 Précision disponible avec le GPSD

La Figure 5.14, "Comparaisons entre les systèmes GPS, GPSD et ILS/MLS", illustre les précisions relatives de ces différents systèmes de positionnement.

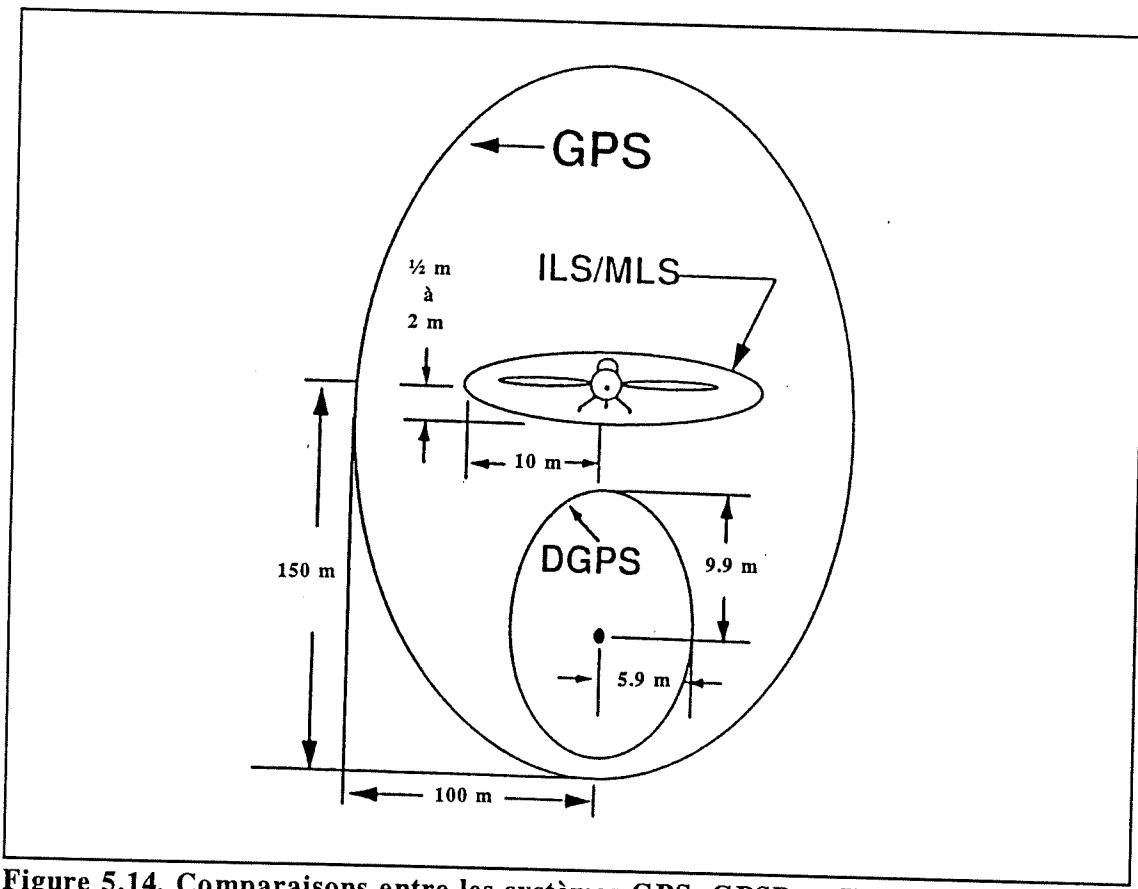


Figure 5.14, Comparaisons entre les systèmes GPS, GPSD et ILS/MLS

La précision de 5.9 m horizontalement et de 9.9 m verticalement est celle disponible aux usagers civils du système GPSD. Le Tableau 5.8, "Erreurs du système GPSD", illustre les différentes composantes de la précision du système GPSD. Il est important de rappeler que les valeurs d'erreurs mentionnées dans cette section sont celles d'un récepteur GPSD en mouvement, comme celui d'un avion. Une précision beaucoup plus grande peut être atteinte lorsque le récepteur est immobile.

Tableau 5.8, Erreurs du système GPSD

| Source d'erreur* | Erreur (m) | |
|---|------------|----------|
| | P-code | C/A-code |
| Erreurs d'horloge | 0 | 0 |
| Erreurs transmises dans les éphémérides | | |
| Erreurs résiduelles dues à la propagation des signaux GPS dans l'ionosphère et la troposphère | 0.2 | 0.2 |
| Erreur due au couplage entre les canaux du récepteur | 0.2 | 0.6 |
| Erreur de bruit du récepteur | 0.2 | 2.4 |
| Erreur due au trajet multiple des signaux GPS | 1.2 | 3.1 |
| Erreur totale sur la position de l'usager (rms) | 1.3 | 4.0 |
| Erreur sur la position horizontale (HDOP = 1.5) | 1.9 | 5.9 |
| Erreur sur la position verticale (VDOP = 2.5) | 3.2 | 9.9 |

* On suppose une séparation de 50 miles nautiques entre le récepteur et la station.

Cette précision est environ 15 fois meilleure que celle disponible avec le GPS standard. Pour les usagers qui ont accès au P-code, la précision est alors de 1.9 m horizontalement et de 3.2 m verticalement.

Il est important de noter que les précisions présentées au Tableau 5.8 sont toujours disponibles et ne dépendent pas du bon vouloir du D.O.D. La précision du système civil GPSD est comparable à la précision disponible aux usagers militaires du système GPS précis.

Le système GPSD civil n'est pas encore assez précis pour permettre des approches précises; il faut réduire encore l'erreur de moitié. Par contre, le système GPSD militaire permet des approches précises de catégorie I. Il n'est donc pas impossible, un jour, que les usagers civils puissent faire des approches précises si la précision est améliorée de façon significative ou si la précision du P-code devient disponible pour tous.

CONCLUSION

En effectuant la session de travaux pratiques sur le système GPS créée dans ce manuel, l'étudiant sera mis en contact avec un moyen de navigation de pointe dont l'avenir est très prometteur. Il devra définir lui-même les calculs de position des VS, de la solution de l'équation de navigation et des corrections. La conception et la réalisation de ces calculs seront le lien entre la théorie, vue dans le CHAPITRE I, et la pratique concrète d'une application du système GPS.

Un des points intéressants de la session de travaux pratiques est que l'étudiant peut utiliser les données brutes provenant directement des satellites GPS et du récepteur XR4-PC. Ceci est possible grâce au logiciel qu'on appelle l'émulateur de récepteur GPS (EGPS).

L'utilisateur pourra ainsi se familiariser avec le système GPS par la mise en pratique des concepts fondamentaux.

Les concepts généraux du système GPS différentiel sont présentés au CHAPITRE V. De plus, le message de correction GPSD ainsi que la précision disponible y sont présentés.

RÉFÉRENCES

1. A. Van LEEUWEN, E. ROSEN et L. CARRIER (1979) *The global positioning system and its application in spacecraft navigation.* The Institute of Navigation, Papers published in NAVIGATION, GLOBAL POSITIONING SYSTEM, Volume I, 204-221.
2. KAI P. YIU, RICHARD CRAWFORD et RALPH ESCHENBACH (1982) *A low-cost GPS receiver for land navigation.* The Institute of Navigation, Papers published in NAVIGATION, GLOBAL POSITIONING SYSTEM, Volume II, 44-60.
3. R. L. EASTON *The navigation nechnology program.* The Institute of Navigation, Papers published in NAVIGATION, GLOBAL POSITIONING SYSTEM, Volume I, 15-20.
4. M. J. HURLEY, J. L. KRAMER et D. D. THORNBURG (1976) *The GPS control segment and its service to the GPS user.* Record of the IEEE 1976, Position Location and Navigation Symposium, San Diego, CA, 1-3 November 1976, 196-202.
5. R. J. MILLIKEN et C. J. ZOLLER *Principle of operation of NAVSTAR and system characteristics.* The Institute of Navigation, Papers published in NAVIGATION, GLOBAL POSITIONING SYSTEM, Volume I, 3-14.
6. (Juin 1991) *Technical characteristics of the NAVSTAR GPS.* Navtech Seminars & Navtech Book and Software Store, Inc., from U.S. Government document, A-6-34 à A-6-37.

RÉFÉRENCES (suite)

7. (Juin 1991) *Technical characteristics of the NAVSTAR GPS.* Navtech Seminars & Navtech Book and Software Store, Inc., from U.S. Government document, A-6-3 à A-6-8.
8. NAVSTAR Ltée (2 Septembre 1991) *Installation and operating manual, XR4-PC GPS receiver*

ANNEXE I

Publicité de récepteurs GPS portatifs

How GPS Works — Developed for the U.S. Department of Defense as a highly-accurate navigational and targeting system, GPS units on earth lock on to high-frequency radio signals from some of the 24 GPS satellites and calculate through triangulation the exact location of the unit (and user). The Defense Department made GPS available to civilian use and outdoorsmen have quickly adopted it as a reliable guide for traveling off the beaten path.

NAVIGATION

TO CAMP: 008E 8.2 MI
SOG AT 2.7 MPH
CODE: 009M
TIME: 14:10.2 MI

POSITION

34° 06' 57" N
147° 49' 58" E
239 FT EL
1453 2000
1453 2000

MAGELLAN
WE BRING GPS DOWN TO EARTH™

GPS Trailblazer™ — Your personal wilderness guide fits in the palm of your hand! Trailblazer. Using sophisticated satellite technology, this state-of-the-art GPS (Global Positioning System) lets you range far and wide without the fear of getting lost. Darkness, fog, tracking game in unfamiliar territory... Trailblazer conquers any challenge. All "View" technology tracks 12 satellites, so it works anywhere in the world, 24 hours a day. Simply enter the coordinates of your destination. Trailblazer lets you return to a favorite spot or guides you to places you've never been before. Lightweight (14 oz.), rugged, waterproof construction. Menu-driven operation is easy to use. Backtrack, Direct To and Graphic Steering features. Programmable route with up to 15 legs. Stores up to 100 locations. Latitude/longitude and UTM coordinates, plus elevation. Large, backlit LCD graphics screen. Non-slip rubber grips. Includes lanyard strap and carrying case with belt loop. Detachable antenna. Operates up to 4 hours of continuous use on 3 AA-cell batteries. Not included. Measures 6H" x 3W" x 1D". \$399.95
SE-21333-620

Magellan GPS Trailblazer Video — This video guide will help you learn about the GPS system in general, and how to use the Trailblazer to mark trails, locate camp sites and return to favorite fishing spots with "can't miss" accuracy. Subjects include recording and saving locations, setting and navigating a route, "Backtrack" and "Direct To" features and much more. Approximately 40 minutes of informative instruction. \$21.95
SE-22328-008

EAGLE

AccuNav Sport™ GPS Receiver/Plotter

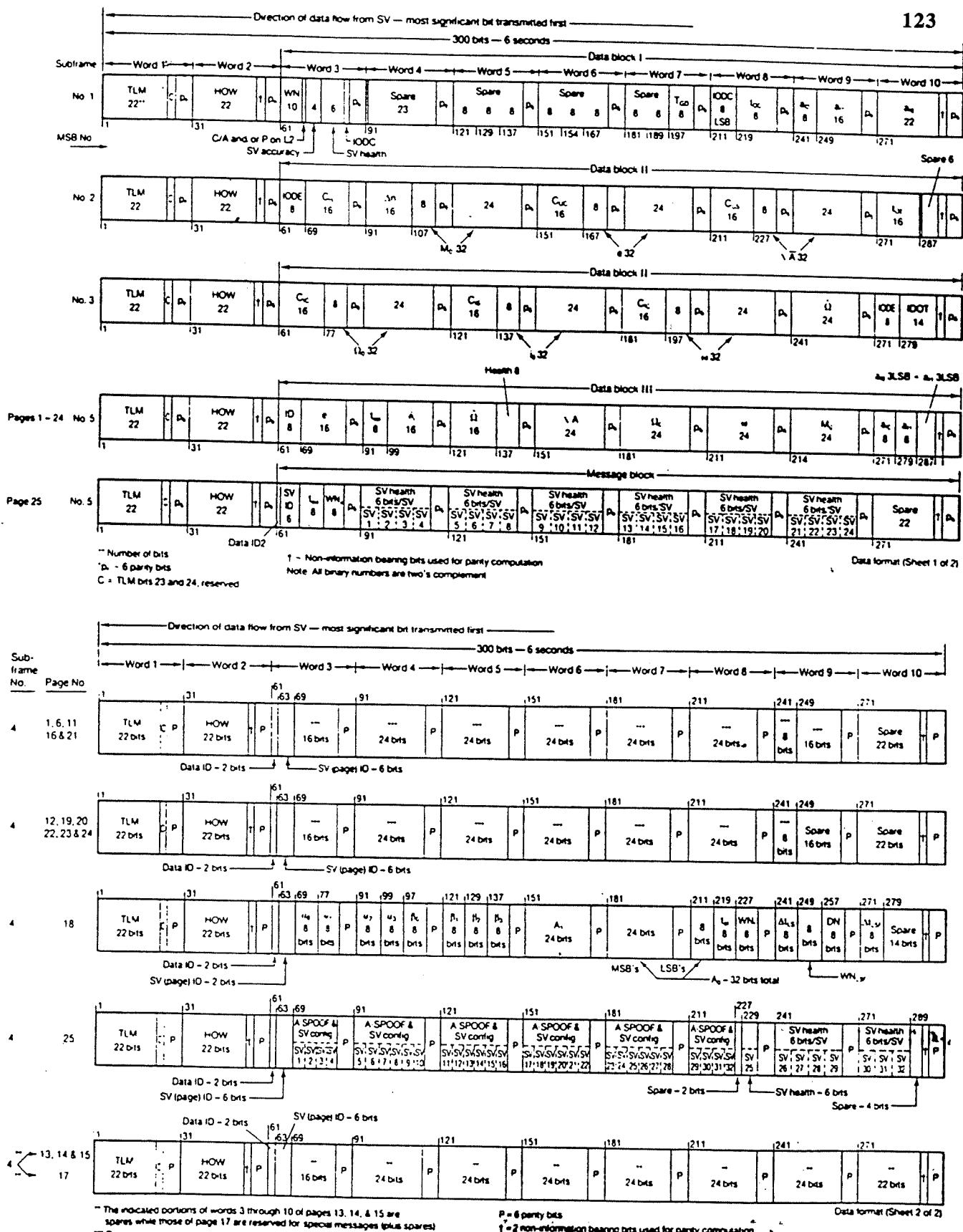
Why not take a reliable guide along on every hunting and hiking trip? One that can find your tree stand before first light or lead you back to civilization through mountainous terrain during a surprise spring blizzard. Designed for hunters, backpackers and others who need a compact, lightweight and dependable navigational device, the Eagle AccuNav Sport™ GPS can tell you where you've been and where you're going — precisely. Five parallel-channel receiver tracks all satellites in view and provides updates of navigational information every second for perfect accuracy. Ten display windows group different kinds of information into easy-to-read split panels. On-screen "help" menus guide you step by step. Other features include: "High-contrast, high-resolution ULTRAVISION™" 24" x 24" display screen, 160x160 vertical and horizontal pixels. "Satellite lock-on" in as quickly as 30 seconds. "Storage for 200 waypoints with 20 routes (10 waypoints per route)." "Saveable plot trails to create a traceable map of any journey and highlight places or events along the way by electronically marking them with built-in symbols." "Easy-to-use rased keys." "NMEA 0183 interface." "Automatic shut-off of display and keyboard to prevent excess battery drain." "VanPower™" selective operation maximizes battery life with five power modes: one high-power mode which allows receiver to track satellites and provide navigational position updates every second, and four low-power modes which allow tracking and updates to every five seconds. "Patch-style antenna folds down to cover and protect display." "Removable antenna for remote mounting." "Completely waterproof" and filled with dry nitrogen to prevent fogging and internal corrosion. "Wrist strap." "Operates with six AA-cell batteries or rechargeable Ni-Cad batteries (Batteries not included.) SE-21529-200... \$474.95

GARMIN GPS 40

The best deal in GPS technology, the Garmin GPS 40 has all the features you need to stay on course at a price no other unit can match. Travel with confidence and peace of mind with this lightweight (9 ounces, including batteries) hand-held unit that is totally waterproof and filled with dry nitrogen to guard against internal logging — and tough enough to meet stringent military specifications. Four screens — position, navigation, satellite status and route — give you space-age navigation at your fingertips with an accuracy to within 49 feet. Tracks up to 8 satellites with continuous 1-per-second updates and has a memory capable of storing 250 waypoints on 20 routes consisting of 20 waypoints. Easy-to-read electro-luminescent backlit dot-matrix (100 x 65 pixels) liquid crystal display. Four modes of operation — Normal, Battery-Saver, Simulator and AutoLocate(TM) Trip Planning. Operates on 4 AA batteries, which are included, for up to 20 hours on Battery-Saver mode. Internal cross-slot antenna for clear, trouble-free reception. High-impact plastic with rubber overlay construction can take the rugged use and abuse of the trail. Works accurately in a temperature range of -4 to 158 degrees F. Attached lanyard keeps you from losing it and the included carrying case helps protect it in your pack. Comes with detailed, easy-to-understand instructional video, owner's manual and quick-reference card, so you're not left guessing how it operates or where you are. DGPS capable. Measures only 2.1" x 5.8" x 1.2". It's like carrying your own personal compact, reliable and economical wilderness guide. Made in USA. SE-21798-040... \$349.95

ANNEXE II

Structure détaillée du message de navigation



— The indicated portions of words 3 through 10 of pages 13, 14, & 15 are spares while those of page 17 are reserved for special messages (plus spares).
— Reserved

Parasuramam

$P = 8$ parity bits
 $1-2$ non-information bearing bits used for parity computation
 $C = TLM$ bits 23 & 24 which we disregard

Note Pages

Note: Figures 1-10, 11-15, 16-19, 20-24 of subframes 4 have same format as pages 1 through 24 of subframes 5

ANNEXE III

Dilution de la précision: le GDOP

L'amplitude de l'erreur d'un *fix* GPS est la combinaison de l'erreur de mesure des pseudo-distances et de la géométrie des quatre VS choisis pour ces mesures. L'effet dû à la géométrie seulement est exprimé par le paramètre de dilution de la précision appelé le GDOP (*Geometric Dilution of Precision*). L'utilisation du GDOP fut développée lors de la navigation avec le système LORAN pour les bateaux.

Dans le système GPS, où les *fix* contiennent trois dimensions spatiales, plus une autre de temps, le paramètre GDOP peut être décomposé en quatre autres sous-paramètres.

- PDOP: dilution de la précision du positionnement 3D (*Position Dilution of Precision*);
- HDOP: dilution de la précision du positionnement horizontal 2D (*Horizontal Dilution of Precision*);
- VDOP: dilution de la précision du positionnement vertical (*Vertical Dilution of Precision*);
- TDOP: dilution de la précision du positionnement dans le temps (*Time Dilution of Precision*).

Ces paramètres peuvent alors être utilisés pour déterminer les différents types d'erreurs dues à la géométrie.

| | | |
|-----------------------------|---|---|
| Erreur radiale en 3D | = | PDOP x erreur de mesure des pseudo-distances, |
| Erreur radiale en 2D | = | HDOP x erreur de mesure des pseudo-distances, |
| Erreur verticale | = | VDOP x erreur de mesure des pseudo-distances, |
| Erreur dans le temps | = | TDOP x erreur de mesure des pseudo-distances. |

Il devient alors évident que plus les paramètres de GDOP sont petits, plus la géométrie des VS choisie est bonne et plus les erreurs sont petites.

La Figure AIII.1, "PDOP mondial", montre une courbe indiquant la proportion cumulative d'usagers, ayant un PDOP donné ou moins. Les usagers sont répartis de façon égale à travers le globe terrestre. Ces valeurs de PDOP sont valables en tout temps et résultent du meilleur choix des quatre VS parmi ceux qui sont visibles et au-dessus de l'horizon d'un angle d'au moins cinq degrés.

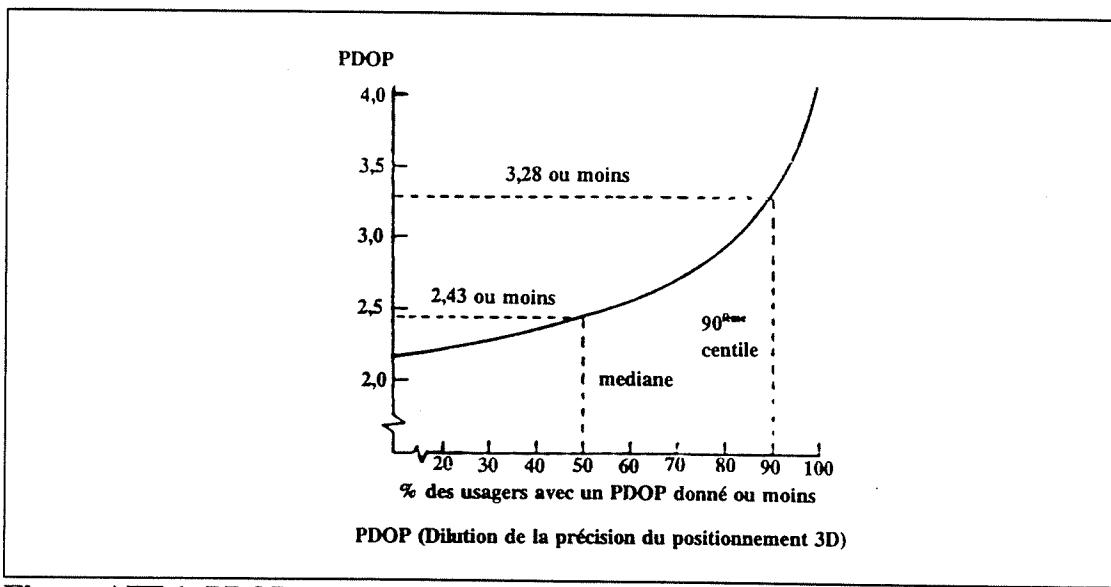


Figure AIII.1, PDOP mondial

La Figure AIII.2, "GDOP et géométrie", montre la relation entre le choix des VS et le GDOP. Il existe une forte corrélation entre le GDOP et le volume d'un

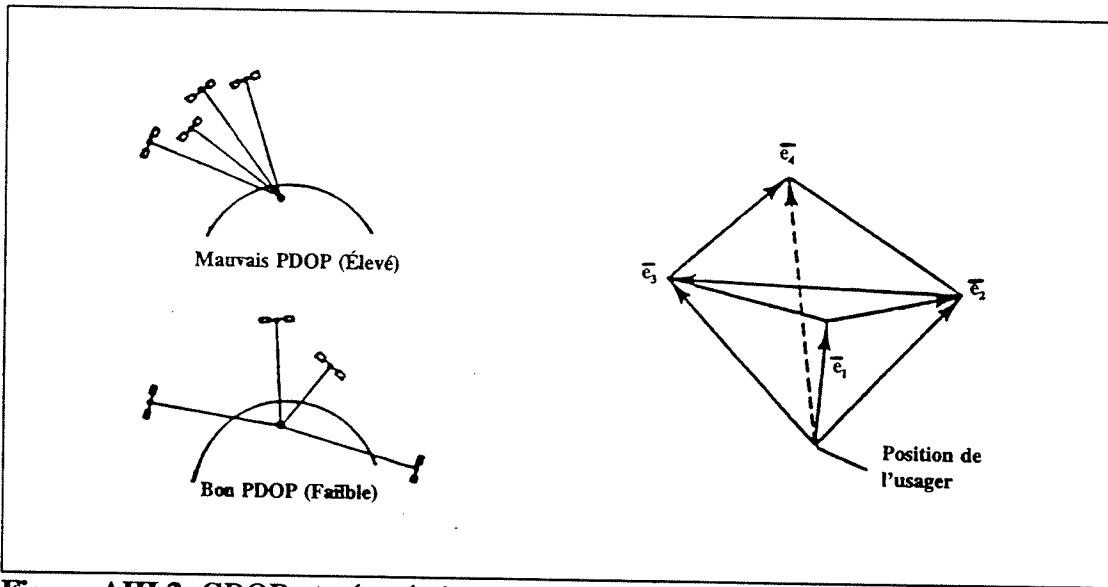


Figure AIII.2, GDOP et géométrie

prisme dont les 5 coins sont les quatre VS choisis et la position de l'usager.

Le calcul des paramètres de GDOP peut être fait à partir de la matrice des cosinus directionnels H de la façon suivante, où σ_{ij} est le paramètre de dilution de la précision selon les axes i et j :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx}^2 & \sigma_{xy}^2 & \sigma_{xz}^2 & \sigma_{xt}^2 \\ \sigma_{yx}^2 & \sigma_{yy}^2 & \sigma_{yz}^2 & \sigma_{yt}^2 \\ \sigma_{zx}^2 & \sigma_{zy}^2 & \sigma_{zz}^2 & \sigma_{zt}^2 \\ \sigma_{tx}^2 & \sigma_{ty}^2 & \sigma_{tz}^2 & \sigma_{tt}^2 \end{bmatrix} = (H^T H)^{-1}$$

$$HDOP = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2}$$

$$VDOP = \sigma_{zz}$$

$$PDOP = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2} = \sqrt{HDOP^2 + VDOP^2}$$

$$TDOP = \sigma_{tt}$$

et

$$GDOP = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2 + \sigma_{tt}^2} = \sqrt{PDOP^2 + TDOP^2}$$

Un usager qui veut faire un choix judicieux doit donc calculer le GDOP de toutes les combinaisons de quatre VS parmi ceux qui sont visibles. Il choisira ensuite la combinaison de quatre VS qui donne le GDOP le plus petit.

ANNEXE IV

Matrice de correction de la géoïde

Table I. Data Base of Adjusted Geoid Height Values (Sheet 1 of 2)
(Units - Metres)

| $\phi \mid \lambda$ | 0° | 10° | 20° | 30° | 40° | 50° | 60° | 70° | 80° | 90° | 100° | 110° | 120° | 130° | 140° | 150° | 160° | 170° |
|---------------------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|------|-----|------|------|------|------|------|------|------|------|
| 90° | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 |
| 80° | 33 | 34 | 28 | 23 | 17 | 13 | 9 | 4 | 4 | 1 | -2 | -2 | 0 | 2 | 3 | 2 | 1 | 1 |
| 70° | 51 | 43 | 29 | 20 | 12 | 5 | -2 | -10 | -14 | -12 | -10 | -14 | -12 | -6 | -2 | 3 | 6 | 4 |
| 60° | 47 | 41 | 21 | 18 | 14 | 7 | -3 | -22 | -29 | -32 | -32 | -26 | -15 | -2 | 13 | 17 | 19 | 6 |
| 50° | 47 | 48 | 42 | 28 | 12 | -10 | -19 | -33 | -43 | -42 | -43 | -29 | -2 | 17 | 23 | 22 | 6 | 2 |
| 40° | 52 | 48 | 35 | 40 | 33 | -9 | -28 | -39 | -48 | -59 | -50 | -28 | 3 | 23 | 37 | 18 | -1 | -11 |
| 30° | 36 | 28 | 29 | 17 | 12 | -20 | -15 | -40 | -33 | -34 | -34 | -28 | 7 | 29 | 43 | 20 | 4 | -6 |
| 20° | 31 | 26 | 15 | 6 | 1 | -29 | -44 | -61 | -67 | -59 | -36 | -11 | 21 | 39 | 49 | 39 | 22 | 10 |
| 10° | 22 | 23 | 2 | -3 | -7 | -36 | -59 | -90 | -95 | -63 | -24 | 12 | 53 | 60 | 58 | 46 | 36 | 26 |
| 0° | 18 | 12 | -13 | -9 | -28 | -49 | -62 | -89 | -102 | -63 | -9 | 33 | 58 | 73 | 74 | 63 | 50 | 32 |
| -10° | 12 | 13 | -2 | -14 | -25 | -32 | -38 | -60 | -75 | -63 | -26 | 0 | 35 | 52 | 68 | 76 | 64 | 52 |
| -20° | 17 | 23 | 21 | 8 | -9 | -10 | -11 | -20 | -40 | -47 | -45 | -25 | 5 | 23 | 45 | 58 | 57 | 63 |
| -30° | 22 | 27 | 34 | 29 | 14 | 15 | 15 | 7 | -9 | -25 | -37 | -39 | -23 | -14 | 15 | 33 | 34 | 45 |
| -40° | 18 | 26 | 31 | 33 | 39 | 41 | 30 | 24 | 13 | -2 | -20 | -32 | -33 | -27 | -14 | -2 | 5 | 20 |
| -50° | 25 | 26 | 34 | 39 | 45 | 45 | 38 | 39 | 28 | 13 | -1 | -15 | -22 | -22 | -18 | -15 | -14 | -10 |
| -60° | 16 | 19 | 25 | 30 | 35 | 35 | 33 | 30 | 27 | 10 | -2 | -14 | -23 | -30 | -33 | -29 | -35 | -43 |
| -70° | 16 | 16 | 17 | 21 | 20 | 26 | 26 | 22 | 16 | 10 | -1 | -16 | -29 | -36 | -46 | -55 | -54 | -59 |
| -80° | -4 | -1 | 1 | 4 | 4 | 6 | 5 | 4 | 2 | -6 | -15 | -24 | -33 | -40 | -48 | -50 | -53 | -52 |
| -90° | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 |

Table I. Data Base of Adjusted Geoid Height Values (Sheet 2 of 2)
 (Units - Metres)

| $\phi \lambda$ | 180° | 190° | 200° | 210° | 220° | 230° | 240° | 250° | 260° | 270° | 280° | 290° | 300° | 310° | 320° | 330° | 340° | 350° |
|----------------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|
| 90° | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 | 13 |
| 80° | 3 | 1 | -2 | -3 | -3 | -3 | -1 | 3 | 1 | 5 | 9 | 11 | 19 | 27 | 31 | 34 | 33 | 34 |
| 70° | 2 | 2 | 1 | -1 | -3 | -7 | -14 | -24 | -27 | -25 | -19 | 3 | 24 | 37 | 47 | 60 | 61 | 58 |
| 60° | 2 | 9 | 17 | 10 | 13 | 1 | -14 | -30 | -39 | -46 | -42 | -21 | 6 | 29 | 49 | 65 | 60 | 57 |
| 50° | -8 | 8 | 8 | 1 | -11 | -19 | -16 | -18 | -22 | -35 | -40 | -26 | -12 | 24 | 45 | 63 | 62 | 59 |
| 40° | -12 | -10 | -13 | -20 | -31 | -34 | -21 | -16 | -26 | -34 | -33 | -35 | -26 | 2 | 33 | 59 | 52 | 51 |
| 30° | -7 | -5 | -8 | -15 | -28 | -40 | -42 | -29 | -22 | -26 | -32 | -51 | -40 | -17 | 17 | 31 | 34 | 44 |
| 20° | 5 | 10 | 7 | -7 | -23 | -39 | -47 | -34 | -9 | -10 | -20 | -45 | -48 | -32 | -9 | 17 | 25 | 31 |
| 10° | 13 | 12 | 11 | 2 | -11 | -28 | -38 | -29 | -10 | 3 | 1 | -11 | -41 | -42 | -16 | 3 | 17 | 33 |
| 0° | 22 | 16 | 17 | 13 | 1 | -12 | -23 | -20 | -14 | -3 | 14 | 10 | -15 | -27 | -18 | 3 | 12 | 20 |
| -10° | 36 | 22 | 11 | 6 | -1 | -8 | -10 | -8 | -11 | -9 | 1 | 32 | 4 | -18 | -13 | -9 | 4 | 14 |
| -20° | 51 | 27 | 10 | 0 | -9 | -11 | -5 | -2 | -3 | -1 | 9 | 35 | 20 | -5 | -6 | -5 | 0 | 13 |
| -30° | 46 | 22 | 5 | -2 | -8 | -13 | -10 | -7 | -4 | 1 | 9 | 32 | 16 | 4 | -8 | 4 | 12 | 15 |
| -40° | 21 | 6 | 1 | -7 | -12 | -12 | -12 | -10 | -7 | -1 | 8 | 23 | 15 | -2 | -6 | 6 | 21 | 24 |
| -50° | -15 | -18 | -18 | -16 | -17 | -15 | -10 | -10 | -8 | -2 | 6 | 14 | 13 | 3 | 3 | 10 | 20 | 27 |
| -60° | -45 | -43 | -37 | -32 | -30 | -26 | -23 | -22 | -16 | -10 | -2 | 10 | 20 | 20 | 21 | 24 | 22 | 17 |
| -70° | -61 | -60 | -61 | -55 | -49 | -44 | -38 | -31 | -25 | -16 | -6 | 1 | 4 | 5 | 4 | 2 | 6 | 12 |
| -80° | -53 | -54 | -55 | -52 | -48 | -42 | -38 | -38 | -29 | -26 | -26 | -24 | -23 | -21 | -19 | -16 | -12 | -8 |
| -90° | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 | -30 |

ANNEXE V

Fichiers de sauvegarde d'un fix

```

% Emulator of Global Positioning System receiver
% Module Name: fix0010.m
% System Name: Emulator GPS fix Log file
% Author Name: Stephane Rondeau

% Module Description:
% This files contains the universal constants, the Ephemeris of the
% 4 optimal satellites, as well as their pseudo-ranges and delta-
% ranges. It can be used directly in a matlab session to enter the
% data by typing fix0010

% The GPS time of this data is:
GPS_time = 275573.836382300000          % [sec]

% The prescision used is:
eps      = 1.000e-008                      % [1]

% Definition of the universal constants

pi       = 3.141592653589793            % pi GPS [rad]
piover180 = pi/180                        % [rad/deg]
piover2  = pi/2                           % [rad]

earth_cst = 3.986005e+014                % Universal gravitational constant
                                           % of the earth [m^3/sec^2]
earth_rot = 7.2921151467e-005           % Earth rotational rate [rad/sec]
rel_F     = -4.442807633e-010            % Relativistic correction term
                                           % constant [sec/m^(1/2)]
speed_c   = 2.99792458e+008              % Speed of light [m/sec]
WGS84_f   = 3.35281066474748e-003        % WGS84 earth flattening [1]
WGS84_e2  = 6.69437999014132e-003        % WGS84 square of the excentricity of
                                           % the earth radius [1]
WGS84_a   = 6378137.0                     % WGS84 earth radius [m]

Geoid_Corr = [ ..
              ..
              ..
              -30  -53  -61  -45  -15  21   46   51   36   22   13   5    -7  -12
2   2   3   13 ]                         % Adjusted Geoid height [m]
                                         % rows = long from -180 to +180 deg by steps of 10 deg
                                         % cols = lat from -90 to +90 deg by steps of 10 deg
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -54  -60  -43  -18   6   22   27   22   16   12   10   -5  -10  8
9   2   1   13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -55  -61  -37  -18   1   5   10   11   17   11   7   -8  -13  8
17  -1   -2   13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -52  -55  -32  -16   -7  -2   0   6   13   2   -7  -15  -20  1
10  -1   -3   13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -48  -49  -30  -17  -12  -8   -9  -1   1   -11  -23  -28  -31  -11
13  -3   -3   13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -42  -44  -26  -15  -12  -13  -11  -8  -12  -28  -39  -40  -34  -19
1   -7   -3   13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -38  -38  -23  -10  -12  -10  -5  -10  -23  -38  -47  -42  -21  -16
-14  -14  -1   13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -38  -31  -22  -10  -10  -7  -2  -8  -20  -29  -34  -29  -16  -18
-30  -24  3   13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -29  -25  -16  -8  -7  -4  -3  -11  -14  -10  -9  -22  -26  -22
-39  -27  1   13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -26  -16  -10  -2  -1  1  -1  -9  -3  3  -10  -26  -34  -35
-46  -25  5   13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -26  -6  -2  6   8   9   9   1   14   1  -20  -32  -33  -40
-42  -19  9   13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -24  1   10  14  23  32  35  32  10  -11  -45  -51  -35  -26
-21  3   11  13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -23  4   20  13  15  16  20  4   -15  -41  -48  -40  -26  -12
6   24  19  13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -21  5   20  3   -2  4   -5  -18  -27  -42  -32  -17  2   24
29  37  27  13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -19  4   21  3   -6  -8  -6  -13  -18  -16  -9  17  33  45
49  47  31  13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -16  2   24  10  6   4   -5  -9  3   3  17  31  59  63
65  60  34  13 ]];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30  -12  6   22  20  21  12  0   4   12  17  25  34  52  62

```

```

60   61   33   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -8   12   17   27   24   15   13   14   20   33   31   44   51   59
57   58   34   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -4   16   16   25   18   22   17   12   18   22   31   36   52   47
47   51   33   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -1   16   19   26   26   27   23   13   12   23   26   28   48   48
41   43   34   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   1   17   25   34   31   34   21   -2   -13   2   15   29   35   42
21   29   28   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   4   21   30   39   33   29   8   -14   -9   -3   6   17   40   28
18   20   23   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   4   20   35   45   39   14   -9   -25   -28   -7   1   12   33   12
14   12   17   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   6   26   35   45   41   15   -10   -32   -49   -36   -29   -20   -9   -10
7   5   13   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   5   26   33   38   30   15   -11   -38   -62   -59   -44   -15   -28   -19
-3   -2   9   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   4   22   30   39   24   7   -20   -60   -89   -90   -61   -40   -39   -33
-22   -10   4   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   2   16   27   28   13   -9   -40   -75   -102   -95   -67   -33   -48   -43
-29   -14   4   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -6   10   10   13   -2   -25   -47   -63   -63   -63   -59   -34   -59   -42
-32   -12   1   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -15   -1   -2   -1   -20   -37   -45   -26   -9   -24   -36   -34   -50   -43
-32   -10   -2   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -24   -16   -14   -15   -32   -39   -25   0   33   12   -11   -28   -28   -29
-26   -14   -2   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -33   -29   -23   -22   -33   -23   5   35   58   53   21   7   3   -2
-15   -12   0   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -40   -36   -30   -22   -27   -14   23   52   73   60   39   29   23   17
-2   -6   2   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -48   -46   -33   -18   -14   15   45   68   74   58   49   43   37   23
13   -2   3   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -50   -55   -29   -15   -2   33   58   76   63   46   39   20   18   22
17   3   2   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -53   -54   -35   -14   5   34   57   64   50   36   22   4   -1   6
19   6   1   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -52   -59   -43   -10   20   45   63   52   32   26   10   -6   -11   2
6   4   1   13 ];
Geoid_Corr=[Geoid_Corr;[ -30   -53   -61   -45   -15   21   46   51   36   22   13   5   -7   -12   -8

%
% Definition of the Ephemeris data of the 1 SV:
%
% Block No 1

SV_ID(1)      = 1                      % SV IDentification number [1]
af0(1)        = 6.59935176e-005        % Clock correction terms [sec]
af1(1)        = 4.46789272e-011        %                               [sec/sec]
af2(1)        = 0.00000000e+000        %                               [sec/sec^2]
TGD(1)        = 1.39698386e-009        % Ionospheric Group Delay for
                                         % mono-frequency receivers [sec]
IODC(1)       = 230                     % Issue Of Data Clock [1]
toc(1)        = 280800                  % Clock reference time [sec]
GPS_week(1)    = 803                     % GPS week number [week]
SV_accuracy(1) = 7                      % (URA) User Range Error [1]
%
%Block No 2 and 3
%
m0(1)        = 2.304815224371        % Mean Anomaly at the Ephemeris
                                         % reference time toe [rad]
delta_n(1)    = 5.17235831e-009        % Difference from the n (Mean
                                         % Motion) computed [rad/sec]
exc(1)        = 0.003555132658        % Excentricity [1]
omega0(1)     = -1.046462227615       % Right ascension at the Ephemeris
                                         % reference time toe [rad]
i0(1)        = 0.954006760291        % Inclination at the Ephemeris
                                         % reference time toe [rad]
w(1)          = -1.335513038210        % Argument of perigee [rad]
omega_dot(1)  = -8.22748556e-009       % Rate of change of the Right Ascension [rad/sec]
sqrt_a(1)     = 5153.646804810         % Square root of the semi-major axis [m^(1/2)]
cuc(1)        = -6.37024641e-007        % Latitude correction terms [rad]
cus(1)        = 5.14276326e-006        %                               [rad]
crc(1)        = 274.7812500000         % Orbital radius correction terms [m]
crs(1)        = -13.0937500000000       %                               [m]
cic(1)        = 4.28408384e-008        % Inclination correction terms [rad]
cis(1)        = -1.15483999e-007        %                               [rad]
TOE(1)        = 280800                  % Ephemeris reference time [sec]
i_dot(1)      = -2.98941024e-010       % Rate of change of the inclination argument [rad/sec]
fit_interval(1)= 0                      % Interpolation interval of the Ephemeris data [1]

```

```

%
% The pseudo-range of the 1 SV is:
pseudo_range(1) = 21030137.33292 % [m]

%
% The delta pseudo-range of the 1 SV is:
delta_range(1) = -7670.7324 % [m/sec]

%
% Definition of the Ephemeris data of the 2 SV:
%
% Block No 1

SV_ID(2) = 9 % SV IDentification number [1]
af0(2) = -3.23052518e-005 % Clock correction terms [sec]
af1(2) = -1.25055521e-012 % [sec/sec]
af2(2) = 0.0000000e+000 % [sec/sec^2]
TGD(2) = 1.39698386e-009 % Ionospheric Group Delay for
IODC(2) = 47 % mono-frequency receivers [sec]
toc(2) = 280800 % Issue Of Data Clock [1]
% Clock reference time [sec]
GPS_week(2) = 803 % GPS week number [week]
SV_accuracy(2) = 7 % (URA) User Range Error [1]
%
%Block No 2 and 3
%
m0(2) = 1.688305401451 % Mean Anomaly at the Ephemeris
delta_n(2) = 4.72091093e-009 % reference time toe [rad]
% Difference from the n (Mean
% Motion) computed [rad/sec]
exc(2) = 0.003641494899 % Excentricity [1]
omega0(2) = -0.018273856859 % Right ascension at the Ephemeris
i0(2) = 0.948804354424 % reference time toe [rad]
% Inclination at the Ephemeris
% reference time toe [rad]
w(2) = -0.266250219990 % Argument of perigee [rad]
omega_dot(2) = -7.97961810e-009 % Rate of change of the Right Ascension [rad/sec]
sqrt_a(2) = 5153.673797607 % Square root of the semi-major axis [m^(1/2)]
cuc(2) = 1.28336251e-006 % Latitude correction terms [rad]
cus(2) = 1.02724880e-005 % [rad]
crc(2) = 171.5312500000 % Orbital radius correction terms [m]
crs(2) = 21.12500000000000 % [m]
cic(2) = 4.47034836e-008 % Inclination correction terms [rad]
cis(2) = 4.09781933e-008 % [rad]
TOE(2) = 280800 % Ephemeris reference time [sec]
i_dot(2) = -5.88238788e-010 % Rate of change of the inclination argument [rad/sec]
fit_interval(2) = 0 % Interpolation interval of the Ephemeris data [1]
%
% The pseudo-range of the 2 SV is:
pseudo_range(2) = 18413525.96295 % [m]

%
% The delta pseudo-range of the 2 SV is:
delta_range(2) = -4409.1763 % [m/sec]

%
% Definition of the Ephemeris data of the 3 SV:
%
% Block No 1

SV_ID(3) = 23 % SV IDentification number [1]
af0(3) = 9.82638448e-006 % Clock correction terms [sec]
af1(3) = 4.54747351e-013 % [sec/sec]
af2(3) = 0.0000000e+000 % [sec/sec^2]
TGD(3) = 1.39698386e-009 % Ionospheric Group Delay for
IODC(3) = 39 % mono-frequency receivers [sec]
toc(3) = 280800 % Issue Of Data Clock [1]
% Clock reference time [sec]
GPS_week(3) = 803 % GPS week number [week]
SV_accuracy(3) = 7 % (URA) User Range Error [1]
%
%Block No 2 and 3
%
m0(3) = -1.475733474246 % Mean Anomaly at the Ephemeris

```

```

delta_n(3)      = 4.65305096e-009          % reference time toe [rad]
exc(3)          = 0.009530875133          % Difference from the n (Mean
omega0(3)       = -2.077112515411          % Motion) computed [rad/sec]
i0(3)           = 0.960218287049          % Eccentricity [1]
w(3)            = -2.283561066913          % Right ascension at the Ephemeris
omega_dot(3)    = -7.88997151e-009         % reference time toe [rad]
sqrt_a(3)       = 5153.749359131          % Inclination at the Ephemeris
cuc(3)          = 9.48086381e-007          % reference time toe [rad]
cus(3)          = 8.17887485e-006          % Argument of perigee [rad]
crc(3)          = 217.5625000000          % Rate of change of the Right Ascension [rad/sec]
crs(3)          = 16.468750000000          % Square root of the semi-major axis [m^(1/2)]
cic(3)          = 1.69500709e-007          % Latitude correction terms [rad]
cis(3)          = 1.30385160e-008          % Orbital radius correction terms [m]
TOE(3)          = 280800                  % [rad]
i_dot(3)        = 6.72885171e-010          % Inclination correction terms [rad]
fit_interval(3) = 0                      % Ephemeris reference time [sec]
                                         % Rate of change of the inclination argument [rad/sec]
                                         % Interpolation interval of the Ephemeris data [1]

%
% The pseudo-range of the 3 SV is:
pseudo_range(3) = 17970969.97866  % [m]

%
% The delta pseudo-range of the 3 SV is:
delta_range(3) = -4423.9399   % [m/sec]

%
% Definition of the Ephemeris data of the 4 SV:
%
% Block No 1

SV_ID(4)        = 28                  % SV IDentification number [1]
af0(4)          = 1.58217736e-005          % Clock correction terms [sec]
af1(4)          = 2.16004992e-012          % [sec]
af2(4)          = 0.00000000e+000          % [sec/sec]
                                         % [sec/sec^2]
TGD(4)          = 1.39698386e-009          % Ionospheric Group Delay for
                                         % mono-frequency receivers [sec]
IODC(4)         = 25                  % Issue Of Data Clock [1]
toc(4)          = 276704                % Clock reference time [sec]
GPS_week(4)     = 803                % GPS week number [week]
SV_accuracy(4)  = 1                  % (URA) User Range Error [1]

%
% Block No 2 and 3
%
m0(4)           = -0.262372487907          % Mean Anomaly at the Ephemeris
delta_n(4)       = 4.37232498e-009          % reference time toe [rad]
exc(4)          = 0.003961961018          % Difference from the n (Mean
omega0(4)       = 2.075454711774          % Motion) computed [rad/sec]
i0(4)           = 0.971947003071          % Eccentricity [1]
w(4)            = 2.970455944076          % Right ascension at the Ephemeris
omega_dot(4)    = -8.35641951e-009         % reference time toe [rad]
sqrt_a(4)       = 5153.653116226          % Inclination at the Ephemeris
cuc(4)          = -2.24821270e-006          % reference time toe [rad]
cus(4)          = 1.39325857e-006          % Argument of perigee [rad]
crc(4)          = 357.7812500000          % Rate of change of the Right Ascension [rad/sec]
crs(4)          = -44.250000000000          % Square root of the semi-major axis [m^(1/2)]
cic(4)          = 9.87201929e-008          % Latitude correction terms [rad]
cis(4)          = -4.47034836e-008          % Orbital radius correction terms [m]
TOE(4)          = 276704                  % Inclination correction terms [rad]
i_dot(4)        = -6.64313386e-011          % Ephemeris reference time [sec]
                                         % Rate of change of the inclination argument [rad/sec]
                                         % Interpolation interval of the Ephemeris data [1]

%
% The pseudo-range of the 4 SV is:
pseudo_range(4) = 21820019.11823  % [m]

%
% The delta pseudo-range of the 4 SV is:
delta_range(4) = -714.7057   % [m/sec]

```

```
%  
% The EFC components of the GPS fix are:  
%  
X_ref = 1263535.2187861370      % x component [m]  
Y_ref = -4293341.1368111670     % y component [m]  
Z_ref = 4526914.3965752440      % z component [m]  
lt_ref = 0.7944781819           % lat component [rad]  
lg_ref = -1.2845760039          % long component [rad]  
h_ref = -1554.2611559502         % alt component [m]  
B_ref = -2.5175715963e+006       % clock error [m]
```

```

%%%%%
% Emulateur de recepteur GPS
%
% Fichier: fix0020.m
% Systeme: Sauvegarde d'un Fix d'EGPS
% Auteur : Stephane Rondeau
%
% Description:
%   Ce fichier contient les constantes universelles, les ephemerides
% des 4 satellites optimaux, ainsi que leurs pseudo-distances et delta
% pseudo-distances. Il peut etre utilise directement pour entrer les
% donnees dans une seance Matlab en tapant fix0020
%%%%%
%
%
% Le temps GPS de ces donnees est:
tempo_GPS = 275293.836382200000 % [sec]
%
% La precision utilisee est:
eps = 1.000e-008 % [1]
%
% Definition des constantes universelles
%
pi = 3.141592653589793 % pi GPS [rad]
pi_sur_180 = pi/180 % [rad/deg]
pi_sur_2 = pi/2 % [rad]
cst_terre = 3.986005e+014 % Constante gravitationnelle universelle
                           % de la terre [m^3/sec^2]
rot_terre = 7.2921151467e-005 % Taux de rotation de la terre [rad/sec]
F_rel = -4.442807633e-010 % Constante pour la correction
                            % relativiste [sec/m^(1/2)]
vit_lum = 2.99792458e+008 % Vitesse de la lumiere [m/sec]
WGS84_f = 3.35281066474748e-003 % WGS84 aplatissement de la terre [1]
WGS84_e2 = 6.69437999014132e-003 % WGS84 excentricite, au carre, du rayon
                                      % de la terre [1]
WGS84_a = 6378137.0 % WGS84 rayon de la terre [m]
Corr_Geoid = [ ..
              ..
              ..
              -30 -53 -61 -45 -15 21 46 51 36 22 13 5 -7 -12 -8
2 2 3 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -54 -60 -43 -18 6 22 27 22 16 12 10 -5 -10 8
9 2 1 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -55 -61 -37 -18 1 5 10 11 17 11 7 -8 -13 8
17 1 -2 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -52 -55 -32 -16 -7 -2 0 6 13 2 -7 -15 -20 1
10 -1 -3 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -48 -49 -30 -17 -12 -8 -9 -1 1 -11 -23 -28 -31 -11
13 -3 -3 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -42 -44 -26 -15 -12 -13 -11 -8 -12 -28 -39 -40 -34 -19
1 -7 -3 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -38 -38 -23 -10 -12 -10 -5 -10 -23 -38 -47 -42 -21 -16
-14 -14 -1 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -38 -31 -22 -10 -10 -7 -2 -8 -20 -29 -34 -29 -16 -18
-30 -24 3 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -29 -25 -16 -8 -7 -4 -3 -11 -14 -10 -9 -22 -26 -22
-39 -27 1 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -26 -16 -10 -2 -1 1 -1 -9 -3 3 -10 -26 -34 -35
-46 -25 5 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -26 -6 -2 6 8 9 9 1 14 1 -20 -32 -33 -40
-42 -19 9 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -24 1 10 14 23 32 35 32 10 -11 -45 -51 -35 -26
-21 3 11 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -23 4 20 13 15 16 20 4 -15 -41 -48 -40 -26 -12
6 24 19 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -21 5 20 3 -2 4 -5 -18 -27 -42 -32 -17 2 24
29 37 27 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -19 4 21 3 -6 -8 -6 -13 -18 -16 -9 17 33 45
49 47 31 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -16 2 24 10 6 4 -5 -9 3 3 17 31 59 63
65 60 34 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -12 6 22 20 21 12 0 4 12 17 25 34 52 62
];

```

```

60   61   33   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -8   12   17   27   24   15   13   14   20   33   31   44   51   59
57   58   34   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -4   16   16   25   18   22   17   12   18   22   31   36   52   47
47   51   33   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -1   16   19   26   26   27   23   13   12   23   26   28   48   48
41   43   34   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   1   17   25   34   31   34   21   -2   -13   2   15   29   35   42
21   29   28   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   4   21   30   39   33   29   8   -14   -9   -3   6   17   40   28
18   20   23   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   4   20   35   45   39   14   -9   -25   -28   -7   1   12   33   12
14   12   17   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   6   26   35   45   41   15   -10   -32   -49   -36   -29   -20   -9   -10
7   5   13   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   5   26   33   38   30   15   -11   -38   -62   -59   -44   -15   -28   -19
-3   -2   9   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   4   22   30   39   24   7   -20   -60   -89   -90   -61   -40   -39   -33
-22   -10   4   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   2   16   27   28   13   -9   -40   -75   -102   -95   -67   -33   -48   -43
-29   -14   4   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   6   10   10   13   -2   -25   -47   -63   -63   -63   -59   -34   -59   -42
-32   -12   1   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -15   -1   -2   -1   -20   -37   -45   -26   -9   -24   -36   -34   -50   -43
-32   -10   -2   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -24   -16   -14   -15   -32   -39   -25   0   33   12   -11   -28   -28   -29
-26   -14   -2   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -6   10   10   13   -2   -25   -47   -63   -63   -63   -59   -34   -59   -42
-32   -12   1   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -15   -1   -2   -1   -20   -37   -45   -26   -9   -24   -36   -34   -50   -43
-32   -10   -2   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -24   -16   -14   -15   -32   -39   -25   0   33   12   -11   -28   -28   -29
-26   -14   -2   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -33   -29   -23   -22   -33   -23   5   35   58   53   21   7   3   -2
-15   -12   0   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -40   -36   -30   -22   -27   -14   23   52   73   60   39   29   23   17
-2   -6   2   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -48   -46   -33   -18   -14   15   45   68   74   58   49   43   37   23
13   -2   3   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -50   -55   -29   -15   -2   33   58   76   63   46   39   20   18   22
17   3   2   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -53   -54   -35   -14   5   34   57   64   50   36   22   4   -1   6
19   6   1   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -52   -59   -43   -10   20   45   63   52   32   26   10   -6   -11   2
6   4   1   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -53   -61   -45   -15   21   46   51   36   22   13   5   -7   -12   -8

%
% Definition des variables d'ephemeride du satellite no 1:
%
% Block No 1

ID_VS(1)      = 1                      % Numero d'identification du satellite [1]
af0(1)         = 6.59935176e-005        % Parametres de correction d'horloge [sec]
af1(1)         = 4.46789272e-011        % % [sec/sec]
af2(1)         = 0.00000000e+000        % % [sec/sec^2]
TDG(1)         = 1.39698386e-009        % Delai de Groupe ionospherique pour
NIDH(1)        = 230                     % recepteur mono-frequence [sec]
toh(1)         = 280800                  % Numero d'Identification des Donnees d'Horloge [1]
% (IODC: Issue Of Data Clock)
% Temps de reference des Donnees d'Horloge [sec]
% (toc: Clock Reference Time)

sem_GPS(1)     = 803                     % Numero de la semaine GPS [sem]
prec_VS(1)     = 7                       % Erreur sur la position de l'usager [1]
% (URA: User Range Error)

%
%Block No 2 et 3
%
m0(1)          = 2.304815224371        % Anomalie Moyenne (Mean Anomaly) calculee au
delta_n(1)     = 5.17235831e-009        % temps de reference TOE [rad]
exc(1)         = 0.003555132658        % Difference avec la valeur n du Mouvement Moyen
omega0(1)      = -1.046462227615        % (Mean Motion) calculee [rad/sec]
i0(1)          = 0.954006760291        % Excentricite [1]
w(1)           = -1.335513038210        % Ascension droite (right ascension) a TOE [rad]
omega_dot(1)   = -8.22748556e-009       % Inclinaison a TOE [rad]
racine_a(1)    = 5153.646804810        % Argument du perigee (argument of perigee) [rad]
cuc(1)          = -6.37024641e-007       % Taux de changement de l'ascension droite [rad/sec]
cus(1)          = 5.14276326e-006        % Racine carree de la demie du grand axe [m^(1/2)]
crc(1)          = 274.7812500000        % Termes correctifs a la latitude [rad]
crs(1)          = -13.093750000000       % Termes correctifs au rayon orbital [m]
cic(1)          = 4.28408384e-008        % [m]
cis(1)          = -1.15483999e-007       % Termes correctifs a l'inclinaison [rad]
TOE(1)          = 280800                  % Temps de reference de l'ephemeride [sec]
i_dot(1)        = -2.98941024e-010       % Taux de changement de l'angle d'inclinaison [rad/sec]
int_dinterp(1)  = 0                       % Intervalle d'interpolation de l'ephemeride [1]

```

```

%
% La pseudo-distance du satellite no 1 est:
pseudo_distance(1) = 21299897.71570 % [m]

%
% Le delta pseudo-distance du satellite no 1 est:
delta_distance(1) = -7745.5068 % [m/sec]

%
% Definition des variables d'ephemeride du satellite no 2:
%
% Block No 1

ID_VS(2) = 9 % Numero d'identification du satellite [1]
af0(2) = -3.23052518e-005 % Parametres de correction d'horloge [sec]
af1(2) = -1.2505521e-012 % [sec]
af2(2) = 0.00000000e+000 % [sec/sec]
TDG(2) = 1.39698386e-009 % Delai de Groupe ionospherique pour
                           % recepteur mono-frequence [sec]
NIDH(2) = 47 % Numero d'Identification des Donnees d'Horloge [1]
              % (IODC: Issue Of Data Clock)
toh(2) = 280800 % Temps de reference des Donnees d'Horloge [sec]
                 % (toc: Clock Reference Time)

sem_GPS(2) = 803 % Numero de la semaine GPS [sem]
prec_VS(2) = 7 % Erreur sur la position de l'usager [1]
                 % (URA: User Range Error)

%
%Block No 2 et 3
%
m0(2) = 1.688305401451 % Anomalie Moyenne (Mean Anomaly) calculee au
                          % temps de reference TOE [rad]
delta_n(2) = 4.72091093e-009 % Difference avec la valeur n du Mouvement Moyen
                                % (Mean Motion) calculee [rad/sec]
                                % Excentricite [1]
exc(2) = 0.003641494899 % Ascension droite (right ascension) a TOE [rad]
omega0(2) = -0.018273856859 % Inclinaison a TOE [rad]
i0(2) = 0.948804354424 % Argument du perigee (argument of perigee) [rad]
w(2) = -0.266250219990 % Taux de changement de l'ascension droite [rad/sec]
omega_dot(2) = -7.97961810e-009 % Racine carree de la demie du grand axe [m^(1/2)]
racine_a(2) = 5153.673797607 % Termes correctifs a la latitude [rad]
cuc(2) = 1.28336251e-006 % [rad]
cus(2) = 1.02724880e-005 % Termes correctifs au rayon orbital [m]
crc(2) = 171.5312500000 % [m]
crs(2) = 21.1250000000000 % Termes correctifs a l'inclinaison [rad]
cic(2) = 4.47034836e-008 % [rad]
cis(2) = 4.09781933e-008 % Temps de reference de l'ephemeride [sec]
TOE(2) = 280800 % Taux de changement de l'angle d'inclinaison [rad/sec]
i_dot(2) = -5.88238788e-010 % Intervalle d'interpolation de l'ephemeride [1]

%
% La pseudo-distance du satellite no 2 est:
pseudo_distance(2) = 18572562.16413 % [m]

%
% Le delta pseudo-distance du satellite no 2 est:
delta_distance(2) = -4689.6206 % [m/sec]

%
% Definition des variables d'ephemeride du satellite no 3:
%
% Block No 1

ID_VS(3) = 21 % Numero d'identification du satellite [1]
af0(3) = -1.96630135e-005 % Parametres de correction d'horloge [sec]
af1(3) = -7.95807864e-013 % [sec]
af2(3) = 0.00000000e+000 % [sec/sec]
TDG(3) = 6.05359674e-009 % Delai de Groupe ionospherique pour
                           % recepteur mono-frequence [sec]
NIDH(3) = 208 % Numero d'Identification des Donnees d'Horloge [1]
              % (IODC: Issue Of Data Clock)
toh(3) = 280800 % Temps de reference des Donnees d'Horloge [sec]
                 % (toc: Clock Reference Time)

sem_GPS(3) = 803 % Numero de la semaine GPS [sem]
prec_VS(3) = 7 % Erreur sur la position de l'usager [1]
                 % (URA: User Range Error)

```

```

%
%Block No 2 et 3
%
m0(3)      = -1.016424527144      % Anomalie Moyenne (Mean Anomaly) calculee au
delta_n(3)   = 4.73805450e-009     % temps de reference TOE [rad]
                                         % Difference avec la valeur n du Mouvement Moyen
                                         % (Mean Motion) calculee [rad/sec]
exc(3)       = 0.011762454757      % Excentricite [1]
omega0(3)    = -2.111629084410     % Ascension droite (right ascension) a TOE [rad]
i0(3)        = 0.956739720941      % Inclinaison a TOE [rad]
w(3)         = 3.000481622286      % Argument du perigee (argument of perigee) [rad]
                                         % Taux de changement de l'ascension droite [rad/sec]
racine_a(3)  = 5153.700378418      % Racine carree de la demie du grand axe [m^(1/2)]
cuc(3)       = 6.53788447e-007      % Termes correctifs a la latitude [rad]
cus(3)       = 8.36141407e-006      % [rad]
crc(3)       = 214.5625000000      % Termes correctifs au rayon orbital [m]
crs(3)       = 17.187500000000     % [m]
cic(3)       = 1.86264515e-009      % Termes correctifs a l'inclinaison [rad]
cis(3)       = -1.95577741e-007     % [rad]
TOE(3)       = 280800                % Temps de reference de l'ephemeride [sec]
i_dot(3)     = 7.46459664e-010      % Taux de changement de l'angle d'inclinaison [rad/sec]
int_dinterp(3)= 0                      % Intervalle d'interpolation de l'ephemeride [1]

%
% La pseudo-distance du satellite no 3 est:
pseudo_distance(3) = 20011980.78515  % [m]

%
% Le delta pseudo-distance du satellite no 3 est:
delta_distance(3) = -7528.7285      % [m/sec]

%
% Definition des variables d'ephemeride du satellite no 4:
%
% Block No 1

ID_VS(4)      = 23                  % Numero d'identification du satellite [1]
af0(4)         = 9.82638448e-006     % Parametres de correction d'horloge [sec]
af1(4)         = 4.54747351e-013     % [sec/sec]
af2(4)         = 0.00000000e+000     % [sec/sec^2]
TDG(4)         = 1.39698386e-009     % Delai de Groupe ionospherique pour
NIDH(4)        = 39                  % recepteur mono-frequence [sec]
                                         % Numero d'Identification des Donnees d'Horloge [1]
                                         % (IODC: Issue Of Data Clock)
toh(4)         = 280800                % Temps de reference des Donnees d'Horloge [sec]
                                         % (toc: Clock Reference Time)

sem_GPS(4)    = 803                 % Numero de la semaine GPS [sem]
prec_VS(4)    = 7                   % Erreur sur la position de l'usager [1]
                                         % (URA: User Range Error)

%
%Block No 2 et 3
%
m0(4)      = -1.475733474246      % Anomalie Moyenne (Mean Anomaly) calculee au
delta_n(4)   = 4.65305096e-009     % temps de reference TOE [rad]
                                         % Difference avec la valeur n du Mouvement Moyen
                                         % (Mean Motion) calculee [rad/sec]
exc(4)       = 0.009530875133      % Excentricite [1]
omega0(4)    = -2.077112515411     % Ascension droite (right ascension) a TOE [rad]
i0(4)        = 0.960218287049      % Inclinaison a TOE [rad]
w(4)         = -2.283561066913      % Argument du perigee (argument of perigee) [rad]
                                         % Taux de changement de l'ascension droite [rad/sec]
racine_a(4)  = 5153.749359131      % Racine carree de la demie du grand axe [m^(1/2)]
cuc(4)       = 9.48086381e-007      % Termes correctifs a la latitude [rad]
cus(4)       = 8.17887485e-006      % [rad]
crc(4)       = 217.5625000000      % Termes correctifs au rayon orbital [m]
crs(4)       = 16.468750000000     % [m]
cic(4)       = 1.69500709e-007      % Termes correctifs a l'inclinaison [rad]
cis(4)       = 1.30385160e-008      % [rad]
TOE(4)       = 280800                % Temps de reference de l'ephemeride [sec]
i_dot(4)     = 6.72885171e-010      % Taux de changement de l'angle d'inclinaison [rad/sec]
int_dinterp(4)= 0                      % Intervalle d'interpolation de l'ephemeride [1]

%
% La pseudo-distance du satellite no 4 est:
pseudo_distance(4) = 18128355.03281  % [m]

%
% Le delta pseudo-distance du satellite no 4 est:

```

```
delta_distance(4) = -4578.2070 % [m/sec]

%
% Le Fix GPS dans le systeme de coordonnees CFT est:
%

X_ref = 1263640.9723769690      % coordonnee CFT en x      [m]
Y_ref = -4297024.5924594040     % coordonnee CFT en y      [m]
Z_ref = 4527632.1802132200      % coordonnee CFT en z      [m]
lt_ref = 0.7941579507            % coordonnee CFT en lat    [rad]
lg_ref = -1.2847855368           % coordonnee CFT en long  [rad]
h_ref = 1455.0607632277          % coordonnee CFT en alt   [m]
B_ref = -2.4057694143e+006       % erreur de l'horloge      [m]
```

```

%%%%%%%%%%%%%%%
%
% Emulateur de recepteur GPS
%
% Fichier: fix0030.m
% Systeme: Sauvegarde d'un Fix d'EGPS
% Auteur : Stephane Rondeau
%
% Description:
%   Ce fichier contient les constantes universelles, les ephemerides
% des 4 satellites optimaux, ainsi que leurs pseudo-distances et delta
% pseudo-distances. Il peut etre utilise directement pour entrer les
% donnees dans une seance Matlab en tapant fix0030
%
%%%%%%%%%%%%%%%
%
%
% Le temps GPS de ces donnees est:
tempo_GPS = 591215.649817600000 % [sec]
%
% La precision utilisee est:
eps = 1.000e-008 % [1]
%
% Definition des constantes universelles
%
pi = 3.141592653589793 % pi GPS [rad]
pi_sur_180 = pi/180 % [rad/deg]
pi_sur_2 = pi/2 % [rad]
%
cst_terre = 3.986005e+014 % Constante gravitationnelle universelle
                           % de la terre [m^3/sec^2]
rot_terre = 7.2921151467e-005 % Taux de rotation de la terre [rad/sec]
F_rel = -4.442807633e-010 % Constante pour la correction
                           % relativiste [sec/m^(1/2)]
vit_lum = 2.99792458e+008 % Vitesse de la lumiere [m/sec]
WGS84_f = 3.35281066474748e-003 % WGS84 aplatissement de la terre [1]
WGS84_e2 = 6.69437999014132e-003 % WGS84 excentricite, au carre, du rayon
                           % de la terre [1]
WGS84_a = 6378137.0 % WGS84 rayon de la terre [m]
%
Corr_Geoid = [ ..
              ..
              ..
              -30 -53 -61 -45 -15 21 46 51 36 22 13 5 -7 -12 -8
2 2 3 13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -54 -60 -43 -18 6 22 27 22 16 12 10 -5 -10 8
9 2 1 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -55 -61 -37 -18 1 5 10 11 17 11 7 -8 -13 8
17 1 -2 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -52 -55 -32 -16 -7 -2 0 6 13 2 -7 -15 -20 1
10 -1 -3 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -48 -49 -30 -17 -12 -8 -9 -1 1 -11 -23 -28 -31 -11
13 -3 -3 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -42 -44 -26 -15 -12 -13 -11 -8 -12 -28 -39 -40 -34 -19
1 -7 -3 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -38 -38 -23 -10 -12 -10 -5 -10 -23 -38 -47 -42 -21 -16
-14 -14 -1 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -38 -31 -22 -10 -10 -7 -2 -8 -20 -29 -34 -29 -16 -18
-30 -24 3 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -29 -25 -16 -8 -7 -4 -3 -11 -14 -10 -9 -22 -26 -22
-39 -27 1 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -26 -16 -10 -2 -1 1 -1 -9 -3 3 -10 -26 -34 -35
-46 -25 5 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -26 -6 -2 6 8 9 9 1 14 1 -20 -32 -33 -40
-42 -19 9 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -24 1 10 14 23 32 35 32 10 -11 -45 -51 -35 -26
-21 3 11 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -23 4 20 13 15 16 20 4 -15 -41 -48 -40 -26 -12
6 24 19 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -21 5 20 3 -2 4 -5 -18 -27 -42 -32 -17 2 24
29 37 27 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -19 4 21 3 -6 -8 -6 -13 -18 -16 -9 17 33 45
49 47 31 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -16 2 24 10 6 4 -5 -9 3 3 17 31 59 63
65 60 34 13 ]];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30 -12 6 22 20 21 12 0 4 12 17 25 34 52 62

```

```

60   61   33   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -8   12   17   27   24   15   13   14   20   33   31   44   51   59
57   58   34   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -4   16   16   25   18   22   17   12   18   22   31   36   52   47
47   51   33   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -1   16   19   26   26   27   23   13   12   23   26   28   48   48
41   43   34   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   1   17   25   34   31   34   21   -2   -13   2   15   29   35   42
21   29   28   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   4   21   30   39   33   29   8   -14   -9   -3   6   17   40   28
18   20   23   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   4   20   35   45   39   14   -9   -25   -28   -7   1   12   33   12
14   12   17   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   6   26   35   45   41   15   -10   -32   -49   -36   -29   -20   -9   -10
7   5   13   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   5   26   33   38   30   15   -11   -38   -62   -59   -44   -15   -28   -19
-3   -2   9   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   4   22   30   39   24   7   -20   -60   -89   -90   -61   -40   -39   -33
-22   -10   4   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   2   16   27   28   13   -9   -40   -75   -102   -95   -67   -33   -48   -43
-29   -14   4   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -6   10   10   13   -2   -25   -47   -63   -63   -63   -59   -34   -59   -42
-32   -12   1   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -15   -1   -2   -1   -20   -37   -45   -26   -9   -24   -36   -34   -50   -43
-32   -10   -2   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -24   -16   -14   -15   -32   -39   -25   0   33   12   -11   -28   -28   -29
-26   -14   -2   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -33   -29   -23   -22   -33   -23   5   35   58   53   21   7   3   -2
-15   -12   0   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -40   -36   -30   -22   -27   -14   23   52   73   60   39   29   23   17
-2   -6   2   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -48   -46   -33   -18   -14   15   45   68   74   58   49   43   37   23
13   -2   3   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -50   -55   -29   -15   -2   33   58   76   63   46   39   20   18   22
17   3   2   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -53   -54   -35   -14   5   34   57   64   50   36   22   4   -1   6
19   6   1   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -52   -59   -43   -10   20   45   63   52   32   26   10   -6   -11   2
6   4   1   13 ];
Corr_Geoid=[Corr_Geoid;[ -30   -53   -61   -45   -15   21   46   51   36   22   13   5   -7   -12   -8

%
% Definition des variables d'ephemeride du satellite no 1:
%
% Block No 1

ID_VS(1)      = 2                                % Numero d'identification du satellite [1]
af0(1)         = -1.62092037e-004                 % Parametres de correction d'horloge [sec]
af1(1)         = -2.61479727e-012                 %                                         [sec/sec]
af2(1)         = 0.00000000e+000                 %                                         [sec/sec^2]
TDG(1)         = 9.31322575e-010                 % Delai de Groupe ionospherique pour
                                                % recepteur mono-frequence [sec]
NIDH(1)        = 32                               % Numero d'Identification des Donnees d'Horloge [1]
                                                % (IODC: Issue Of Data Clock)
toh(1)         = 597600                           % Temps de reference des Donnees d'Horloge [sec]
                                                % (toc: Clock Reference Time)

sem_GPS(1)     = 799                             % Numero de la semaine GPS [sem]
prec_VS(1)     = 7                                % Erreur sur la position de l'usager [1]
                                                % (URA: User Range Error)
%
%Block No 2 et 3
%
m0(1)          = -0.335619227888                % Anomalie Moyenne (Mean Anomaly) calculee au
                                                % temps de reference TOE [rad]
delta_n(1)      = 4.75019786e-009                % Difference avec la valeur n du Mouvement Moyen
                                                % (Mean Motion) calculee [rad/sec]
exc(1)          = 0.014030492399                 % Excentricite [1]
omegao(1)       = 1.496519231667                % Ascension droite (right ascension) a TOE [rad]
i0(1)           = 0.950406723706                % Inclinaison a TOE [rad]
w(1)            = -2.566083713835               % Argument du perigee (argument of perigee) [rad]
omega_dot(1)    = -8.37999192e-009              % Taux de changement de l'ascension droite [rad/sec]
racine_a(1)     = 5153.676895142                % Racine carree de la demie du grand axe [m^(1/2)]
cuc(1)          = 2.68965960e-006                % Termes correctifs a la latitude [rad]
cus(1)          = 8.32229853e-006                %                                         [rad]
crc(1)          = 214.9375000000                % Termes correctifs au rayon orbital [m]
crs(1)          = 47.843750000000               %                                         [m]
cic(1)          = 1.00582838e-007                % Termes correctifs a l'inclinaison [rad]
cis(1)          = 1.69500709e-007                %                                         [rad]
TOE(1)          = 597600                          % Temps de reference de l'ephemeride [sec]
i_dot(1)         = 3.00012497e-011                % Taux de changement de l'angle d'inclinaison [rad/sec]
int_dinterp(1)  = 0                                % Intervalle d'interpolation de l'ephemeride [1]

```

```

%
% La pseudo-distance du satellite no 1 est:
pseudo_distance(1) = 17831622.63085 % [m]

%
% Le delta pseudo-distance du satellite no 1 est:
delta_distance(1) = -1390.9402 % [m/sec]

%
% Definition des variables d'ephemeride du satellite no 2:
%
% Block No 1

ID_VS(2) = 9 % Numero d'identification du satellite [1]
af0(2) = -2.97920778e-005 % Parametres de correction d'horloge [sec]
af1(2) = -1.25055521e-012 % [sec/sec]
af2(2) = 0.00000000e+000 % [sec/sec^2]

TDG(2) = 1.39698386e-009 % Delai de Groupe ionospherique pour
                           % recepteur mono-frequence [sec]
NIDH(2) = 229 % Numero d'Identification des Donnees d'Horloge [1]
               % (IODC: Issue Of Data Clock)
toh(2) = 593504 % Temps de reference des Donnees d'Horloge [sec]
                  % (toc: Clock Reference Time)

sem_GPS(2) = 799 % Numero de la semaine GPS [sem]
prec_VS(2) = 7 % Erreur sur la position de l'usager [1]
               % (URA: User Range Error)

%
%Block No 2 et 3
%
m0(2) = 2.318275755982 % Anomalie Moyenne (Mean Anomaly) calculee au
                           % temps de reference TOE [rad]
delta_n(2) = 4.79234248e-009 % Difference avec la valeur n du Mouvement Moyen
                               % (Mean Motion) calculee [rad/sec]
                               % Excentricite [1]
exc(2) = 0.003576269140 % Ascension droite (right ascension) a TOE [rad]
omeg0(2) = 0.480609022632 % Inclinaison a TOE [rad]
i0(2) = 0.948925323120 % Argument du perigee (argument of perigee) [rad]
w(2) = -0.270607509786 % Taux de changement de l'ascension droite [rad/sec]
omeg_dot(2) = -8.18534095e-009 % Racine carree de la demie du grand axe [m^(1/2)]
racine_a(2) = 5153.673437119 % Termes correctifs a la latitude [rad]
cuc(2) = 6.87316060e-007 % [rad]
cus(2) = 6.90482557e-006 % Termes correctifs au rayon orbital [m]
crc(2) = 236.687500000000 % [m]
crs(2) = 12.62500000000000 % Termes correctifs a l'inclinaison [rad]
cic(2) = -1.49011612e-008 % [rad]
cis(2) = 1.30385160e-008 % Temps de reference de l'ephemeride [sec]
TOE(2) = 593504 % Taux de changement de l'angle d'inclinaison [rad/sec]
i_dot(2) = -1.71078555e-010 % Intervalle d'interpolation de l'ephemeride [1]

%
% La pseudo-distance du satellite no 2 est:
pseudo_distance(2) = 21779201.93464 % [m]

%
% Le delta pseudo-distance du satellite no 2 est:
delta_distance(2) = -5363.9722 % [m/sec]

%
% Definition des variables d'ephemeride du satellite no 3:
%
% Block No 1

ID_VS(3) = 15 % Numero d'identification du satellite [1]
af0(3) = 1.83529686e-004 % Parametres de correction d'horloge [sec]
af1(3) = 3.29691829e-012 % [sec/sec]
af2(3) = 0.00000000e+000 % [sec/sec^2]

TDG(3) = 2.79396772e-009 % Delai de Groupe ionospherique pour
                           % recepteur mono-frequence [sec]
NIDH(3) = 257 % Numero d'Identification des Donnees d'Horloge [1]
               % (IODC: Issue Of Data Clock)
toh(3) = 597600 % Temps de reference des Donnees d'Horloge [sec]
                  % (toc: Clock Reference Time)

sem_GPS(3) = 799 % Numero de la semaine GPS [sem]
prec_VS(3) = 2 % Erreur sur la position de l'usager [1]
               % (URA: User Range Error)

```

```

%
%Block No 2 et 3
%
m0(3)      = 0.889617392410          % Anomalie Moyenne (Mean Anomaly) calculee au
delta_n(3)   = 4.50340187e-009        % temps de reference TOE [rad]
                                         % Difference avec la valeur n du Mouvement Moyen
                                         % (Mean Motion) calculee [rad/sec]
exc(3)       = 0.006761208409         % Excentricite [1]
omega0(3)    = -2.618544883648        % Ascension droite (right ascension) a TOE [rad]
i0(3)        = 1.737659524905         % Inclinaison a TOE [rad]
w(3)         = -8.16248286e-009        % Argument du perigee (argument of perigee) [rad]
                                         % Taux de changement de l'ascension droite [rad/sec]
omegadot(3) = 5153.615488052          % Racine carree de la demie du grand axe [m^(1/2)]
racine_a(3)  = -3.41795385e-006        % Termes correctifs a la latitude [rad]
cuc(3)       = 6.75767660e-006          % (rad)
cus(3)       = 256.6250000000           % Termes correctifs au rayon orbital [m]
crc(3)       = -63.687500000000          % [m]
crs(3)       = -1.71363354e-007         % Termes correctifs a l'inclinaison [rad]
cic(3)       = -5.21540642e-008         % [rad]
cis(3)       = 597600                  % Temps de reference de l'ephemeride [sec]
TOE(3)      = -9.17895377e-011         % Taux de changement de l'angle d'inclinaison [rad/sec]
int_dinterp(3)= 0                      % Intervalle d'interpolation de l'ephemeride [1]

%
% La pseudo-distance du satellite no 3 est:
pseudo_distance(3) = 19962286.42846  % [m]

%
% Le delta pseudo-distance du satellite no 3 est:
delta_distance(3) = 1998.5544        % [m/sec]

%
% Definition des variables d'ephemeride du satellite no 4:
%
% Block No 1

ID_VS(4)     = 27                    % Numero d'identification du satellite [1]
af0(4)        = 2.95545906e-005        % Parametres de correction d'horloge [sec]
af1(4)        = 1.25055521e-012        % [sec]
af2(4)        = 0.00000000e+000        % [sec/sec]
                                         % [sec/sec^2]
TDG(4)        = 1.39698386e-009        % Delai de Groupe ionospherique pour
                                         % receiteur mono-frequence [sec]
NIDH(4)       = 209                  % Numero d'Identification des Donnees d'Horloge [1]
                                         % (IODC: Issue Of Data Clock)
toh(4)        = 597600                % Temps de reference des Donnees d'Horloge [sec]
                                         % (toc: Clock Reference Time)

sem_GPS(4)   = 799                  % Numero de la semaine GPS [sem]
prec_VS(4)   = 7                     % Erreur sur la position de l'usager [1]
                                         % (URA: User Range Error)

%
%Block No 2 et 3
%
m0(4)        = 1.906529454559         % Anomalie Moyenne (Mean Anomaly) calculee au
delta_n(4)   = 4.78841374e-009        % temps de reference TOE [rad]
                                         % Difference avec la valeur n du Mouvement Moyen
                                         % (Mean Motion) calculee [rad/sec]
exc(4)       = 0.011276805191         % Excentricite [1]
omega0(4)    = 0.467202219613         % Ascension droite (right ascension) a TOE [rad]
i0(4)        = 0.945913054836         % Inclinaison a TOE [rad]
w(4)         = 2.593844288689          % Argument du perigee (argument of perigee) [rad]
                                         % Taux de changement de l'ascension droite [rad/sec]
omegadot(4) = 5153.646886826          % Racine carree de la demie du grand axe [m^(1/2)]
racine_a(4)  = 1.01514161e-006         % Termes correctifs a la latitude [rad]
cuc(4)       = 7.17118382e-006         % (rad)
cus(4)       = 231.6875000000           % Termes correctifs au rayon orbital [m]
crc(4)       = 17.437500000000          % [m]
crs(4)       = 3.16649675e-008         % Termes correctifs a l'inclinaison [rad]
cic(4)       = 1.67638063e-007         % [rad]
cis(4)       = 597600                  % Temps de reference de l'ephemeride [sec]
TOE(4)      = -3.37871217e-010         % Taux de changement de l'angle d'inclinaison [rad/sec]
int_dinterp(4)= 0                      % Intervalle d'interpolation de l'ephemeride [1]

%
% La pseudo-distance du satellite no 4 est:
pseudo_distance(4) = 22091766.25919  % [m]

%
% Le delta pseudo-distance du satellite no 4 est:

```

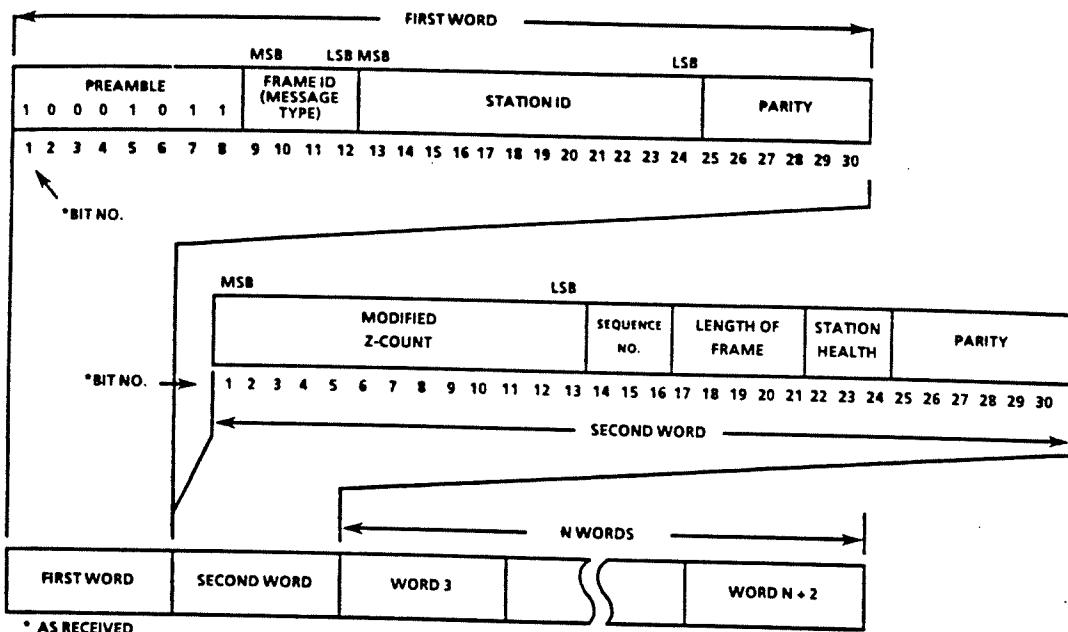
```
delta_distance(4) = 3130.1250 % [m/sec]

%
% Le Fix GPS dans le systeme de coordonnees CFT est:
%

X_ref = 1264332.7754570720 % coordonnee CFT en x [m]
Y_ref = -4295399.9820375060 % coordonnee CFT en y [m]
Z_ref = 4525919.5218456980 % coordonnee CFT en z [m]
lt_ref = 0.7941221463 % coordonnee CFT en lat [rad]
lg_ref = -1.2845349463 % coordonnee CFT en long [rad]
h_ref = -722.0576577713 % coordonnee CFT en alt [m]
B_ref = -2.5195032038e+006 % erreur de l'horloge [m]
```

ANNEXE VI

Structure détaillée du message GPSD



General Message Format

| | | | | |
|-------------------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------------------|--|
| 1 2 3 4 5 6 7 8 | 9 10 11 12 13 14 15 16 | 17 18 19 20 21 22 23 24 | 25 26 27 28 29 30 | BIT NO.* |
| SATELLITE HEALTH | SATELLITE ID | PSEUDORANGE CORRECTION | PARITY | WORDS 3,8,13 OR 18 |
| RANGE-RATE CORRECTION | ISSUE OF DATA | SATELLITE HEALTH | SATELLITE ID | PARITY |
| PSEUDORANGE CORRECTION | RANGE-RATE CORRECTION | | PARITY | WORDS 5,10,15 OR 20 |
| ISSUE OF DATA | SATELLITE HEALTH | SATELLITE ID | PSEUDORANGE CORRECTION (UPPER BYTE) | PARITY |
| PSEUDORANGE CORRECTION (LOWER BYTE) | RANGE-RATE CORRECTION | ISSUE OF DATA | PARITY | WORDS 7,12,17 OR 22 |
| ● ● ● | | | | |
| RANGE-RATE CORRECTION | ISSUE OF DATA | FILL | PARITY | WORDS N + 2 IF N ₁ = 1,4,7 OR 10 |
| ISSUE OF DATA | FILL | | PARITY | WORDS N + 2 IF N ₁ = 2,5,8 OR 11 |

* AS RECEIVED

Type 1 Message Format

| | |
|--|---|
| 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 30 | BIT NO.* |
| DELTA CORRECTION | DELTA CORRECTION- UPPER BYTE |
| PARITY | WORDS 3,5 OR 7 |
| DELTA CORRECTION-LOWER BYTE | DELTA CORRECTION |
| PARITY | WORDS 4 OR 6 |
| DELTA CORRECTION | FILL |
| PARITY | WORDS N + 2 IF N _t = 1,4,7 OR 10 |
| DELTA CORRECTION-LOWER BYTE | FILL |
| PARITY | WORDS N + 2 IF N _t = 2,5,8 OR 11 |

* AS RECEIVED

Type 2 Message Format

| | | | | | | | | | | | | | | |
|---------------------------|------------|------|----------------------------|------|-----------------|------|-------------------------|--------------|--------|------|----------|--------------|------|----|
| 1 | 24 | 30 | 1 | 8 | 9 | 24 | 30 | 1 | 16 | 17 | 24 | 30 | 24 | 30 |
| ECEF X-COORDI. | PAR.** | MATE | ECEF Y- | PAR. | COORDINATE | ECEF | PAR. | Z-COORDINATE | | | | | | |
| 3 | | | 4 | | | 5 | | 6 | | | | | | |
| CLOCK OFFSET Δt_0 | 0AO | PAR. | FREQ. OFF. Δf_1 | 0AI | TROPO- CORA. | PAR. | AVE. CN ₀ | HEALTH | BEACON | PAR. | LATITUDE | BEACON LONG. | PAR. | |
| 7 | | | 8 | | | | | 9 | | | 10 | | | |
| BEACON RANGE | COORDINATE | PAR. | END OF FRAME | | | | | | | | | | | |
| 11 | | | | | | | | | | | | | | |

* AS RECEIVED

** 6 BITS OF PARITY

Type 3 Message Format

| 1 2 3 4 5 6 7 8 | | | | | | | | 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 | | | | | | | | 25 26 27 28 29 30 | | | | BIT NO.* | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|---|--------------|------------------------|--|----------------------------------|--|--|--|--|--|--|--|--------|--|--|--|--|--|--|--|----------|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|
| SATELLITE HEALTH | SATELLITE ID | PSEUDORANGE CORRECTION | | | | | | | | | | | | | | PARITY | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| COMPLETE INSTANTANEOUS PHASE UPPER THREE BYTES | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| COMPLETE INSTANTANEOUS PHASE (LOWER BYTE) | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| L1 | | L2 | | CUMULATIVE LOSS OF LOCK COUNT | | | | ISSUE OF DATA | | | | PARITY | | | | WORDS 5,8,11,14, 17,20,23,26,29, 32,35 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |

* AS RECEIVED
** 0 = L1, 1 = L2

Type 4 Message Format

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL



3 9334 00099362 4

École Polytechnique de Montréal
C.P. 6079, Succ. Centre-ville
Montréal (Québec)
H3C 3A7