

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE MENTOURI-CONSTANTINE**

**FACULTE DE : SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARTENET DE L'ELECTRONIQUE**

N° d'ordre :

Série :



Présenté pour obtenir le diplôme de magister
En **Electronique**

***PREDICTION ET ADAPTATION DU CHANGEMENT DE
LA FREQUENCE DOPPLER DANS LES SYSTEMES DE
COMMUNICATION PAR SATELLITES DE TYPE LEO***

OPTION MICRO-ONDES

Par : **MAHRI OMAR**

Devant le jury :

Président :	Mr A. BENGHALIA (Prof)	Université de Constantine
Rapporteur :	Mr M. BENSLAMA (Prof)	Université de Constantine
Examineur :	Mr F. SOLTANI (M.C)	Université de Constantine
Examineur :	Mr D. BENATIA (M.C)	Université de Batna

Dans le cadre du projet de recherche national **J2501/02/07/02**
« Etude d'une antenne réflecteur pour une constellation de satellites en orbite basse »
Soutenu le : **06 Avril 2003**

Remerciements

Je rends grâce à DIEU qui m'a donné l'aide, le courage et la volonté pour accomplir ce modeste travail.

Je remercie sincèrement le professeur Malek Benslama pour ses conseils, son aide, et l'intérêt qu'il porte pour la recherche scientifique.

Je tiens à remercier Mr Mouete Toufik et Tite Fouzi pour leur aide précieuse.

Je remercie aussi Mr Nadjim Merabtine pour ses conseils, et les services qu'il m'a rendu.

Je tiens à remercier les membres de jury qui ont pris la peine d'évaluer ce travail.

Je tiens aussi à remercier tous les membres du laboratoire L.R.E.T pour leurs encouragements durant la période de ce travail.

A la fin je remercie très vivement mes amis et mes collègues Tarek Zouache, Youcef Khalfoune et Adel Bendjabela, pour leurs aides et le soutien morale.

SOMMAIRE

SOMMAIRE

INTRODUCTION 1

CHAPITRE I

Systeme de communication par satellite

I.1 Introduction 3

I.2 Mouvement des satellites 3

I.2.1 Loi de Newton 3

I.2.2 Loi de Kepler 4

I.2.3 Paramètres orbitaux 5

I.3 Classification des satellites 7

I.3.1 Satellites passifs-satellites actifs 7

I.3.2 Satellites à défilements-satellites stationnaires 8

I.3.3 Trajectoire orbitale 8

I.4 Lien satellitaires 12

I.4.1 Puissance électromagnétique 13

I.4.2 Bilan de lien 15

I.4.3 Sources de dégradation du signal 18

I.4.4 Dimensionnement des antennes et de la puissance d'émission des satellites 22

CHAPITRE II

Communication par satellite mobile de type LEO

II.1 Introduction 25

II.2 Systeme par satellite mobile 26

II.2.1 Systeme de type LEO (Low Earth Orbit) 26

II.2.2 Les classes de satellites LEO 27

II.2.3 Choix et maintien en orbite 29

II.3 Communication avec les satellites de LEO 30

II.3.1 Communication avec les satellites de LEO 30

II.3.2 Questions préliminaires dans les systèmes par satellite LEO 32

II.4 Effet Doppler	42
II.4.1 Définition	42
II.4.2 Principe de l'effet Doppler	43
II.4.3 Les applications de l'effet Doppler	45

CHAPITRE III

Algorithme de prédiction de la fréquence Doppler dans les satellites LEO (Algorithme d'Ali)

III.1 Introduction	47
III.2 Caractérisation du Doppler	47
III.2.1 Stratégie d'analyse	47
III.2.2 L'équation de Doppler	49
III.2.3 Vitesse du satellite	51
III.2.4 La durée de la fenêtre de visibilité du satellite	53
III.2.5 Organigramme d'ALI	54
III.3 Simulations et résultats	55
III.3.1 Fenêtre de visibilité	55
III.3.2 Doppler normalisé	56
III.3.3 Discussions des résultats	60
III.4 Conclusion	61

CHAPITRE IV

Méthode adaptative de prédiction du changement du Doppler dans les systèmes de communication par satellite mobile LEO

IV.1 Introduction	62
IV.2 Caractéristique de l'effet doppler dans les systèmes de communication par satellite mobile LEO	63
IV.3 Méthode adaptative de compensation	65
IV.3.1 l'algorithme déterminant la distance entre le satellite et l'utilisateur terminal S(T)	66
IV.3.2 l'algorithme déterminant la position du terminal Te et Ge	66
IV.3.3 Méthode de compensation utilisant l'algorithme de prédiction de la fréquence Doppler	6
IV.3.4 Organigramme de la méthode proposée	68

IV.4 Simulation	69
IV.4.1 Discussion des résultats	72
IV.5 Conclusion	77
CONCLUSION ET PERSPECTIVES	78
BIBLIOGRAPHIE	
ANNEXE 1	
ANNEXE 2	
ABSTRACT	

Introduction générale

INTRODUCTION GENERALE

Les télécommunications ont commencé lorsque les anciens ont compris que le déplacement de l'homme « messenger » restait un moyen fragile et lent. Ils ont mis en place des systèmes de communications à l'aide de torches et de signaux de fumée. Cette dernière technique a également rendu célèbres les indiens d'Amérique du nord. Les romains ont par ailleurs utilisés les flambeaux embrasés aux sommets des tours prévues (et gardées) à cet effet la grande muraille de Chine a également été le théâtre idéal pour expérimenter un type de signalisation.

Le télégraphe a marqué un nouveau tournant dans la transmission rapide des messages à distance vers la fin du 18^{ème} siècle. L'obtention de grandes portées et capacités a résulté du développement important des technologies hyperfréquences pendant la deuxième guerre mondiale par la mise au point des radars [1].

C'est à partir de 1945 que les faisceaux hertziens ont connu un développement important. Ils sont rapidement apparus comme les concurrents valables des câbles métalliques. Dès 1957, début de l'ère spatiale, il est apparu que les technologies disponibles pour les faisceaux hertziens permettaient d'assurer les liaisons en utilisant, comme relais, un satellite artificiel de la terre [2].

La première liaison fut réalisée en 1962 entre l'Europe (Pleumeur-Bodou en France) et les Etats Unis, pour la transmission de télévision. Il s'agissait d'un satellite à défilement c. à. d à basse altitude et à période de révolution de quelques heures. La liaison n'était donc pas permanente, et elle imposait un système de poursuite très complexe au niveau des antennes. En 1965 fût lancé le premier satellite géosynchrone c à d de période de révolution égale à celle de terre (23h56'). Il faut pour cela, d'après les lois de Kepler, que le satellite soit sur une orbite équatoriale de 42164 km [3].

Les satellites à défilement présentent un certain intérêt, d'une part, ils peuvent communiquer dans de bonnes conditions avec de régions de très hautes latitudes et les régions polaires, ce que les satellites géosynchrones, au-dessus de l'équateur, ne peuvent pas faire, d'autre part, leur faible altitude leur permet de communiquer avec les stations au sol de faible puissance et équipées d'antennes de petites dimensions. Leur mouvement rapide et relatif par rapport à la terre fait apparaître une déformation de phase dans le signal reçu due à l'effet Doppler[4], pour remédier à ce problème la fréquence doppler doit être estimée et compensée avant la démodulation du signal.

L'objectif de ce travail est de développer une méthode de prédiction adaptative de la fréquence doppler dans les systèmes de communications par satellites « LEO (Low Earth Orbit) » en utilisant les informations données par les éphémérides (longitude et latitude).

Ce mémoire qui résume notre travail est divisé en quatre parties :

- ✓ dans la première partie nous avons présenté les lois spécifiques au mouvement des satellites et leurs classifications en fonction du mode de fonctionnement et de la trajectoire orbitale.
- ✓ dans la seconde partie nous avons étudié de manière détaillée les satellites de type LEO (Low Earth Orbit), avec une comparaison avec les autres types de satellites, ainsi qu'une ébauche des questions préliminaires qui se posent dans la conception des constellations satellitaires .
- ✓ dans la troisième et la quatrième partie nous avons développé deux méthodes de prédiction de la fréquence Doppler ; la première est dite algorithme d'Ali, la seconde est dite méthode adaptative de compensation en utilisant l'algorithme de prédiction.

Ces deux dernières parties répondent partiellement au cahier de charges du projet de recherche national : Etude d'une antenne réflecteur pour une constellation de satellites en orbites basse. La partie concernant la mise à poste d'une constellation de satellites nécessite en effet un calcul préalable du changement de la fréquence Doppler, avec une prédiction assez proche de la réalité. Ceci a été une partie de ce travail de thèse. Il s'agira par la suite de peaufiner la procédure dans le cadre de travaux futurs.

Chapitre I

Systeme de communication par satellite

I.1 INTRODUCTION

Dans certain pays du monde, les canaux de transmission sont complètement saturés au niveau du sol, ou tout au moins tendent à l'être, par ailleurs le relief, les zones particulièrement défavorisées obligent l'implantation d'une myriade de réémetteurs dont les fréquences finissent par s'enchevêtrer en générant des interférences.

Les satellites de télécommunications apparaissent la meilleure solution pour résoudre ce problème, ceux sont des équipements, qui au lieu d'être fixés à terre comme le sont les antennes et les relais de téléphone mobiles terrestres, ils sont « fixés » sur une partie relativement stable de l'espace et de ce fait ils sont capables de relier des points sur terre fort éloignés les uns par rapport aux autres.

Donc nous allons affaire à des structures très différentes, en ce qui concerne leur position (espace) et leur mode de fonctionnement.

I.2 MOUVEMENT DES SATELLITES

Le mouvement des satellites autour de la terre obéit, en première approximation, aux lois de Kepler.

La démonstration résulte de la loi de Newton et des hypothèses suivantes :

- la masse m du satellite est faible vis-à-vis de la masse M de la terre supposée sphérique et homogène.
- Le mouvement a lieu dans le vide, les seuls corps en présence sont le satellite et la terre. Le mouvement réel doit tenir compte du fait que la terre n'est ni sphérique, ni homogène, ainsi que de la présence du soleil et de la lune.

I.2.1 LOI DE NEWTON

Deux corps de masse m et M s'attirent avec une force proportionnelle à leur masse et inversement proportionnelle au carré de leur distance r :

$$F = GM \frac{m}{r^2} \quad \text{I.1}$$

Où G est la constante universelle, appelée constante de la gravitation :

$$G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{N.m}^2/\text{kg}^2$$

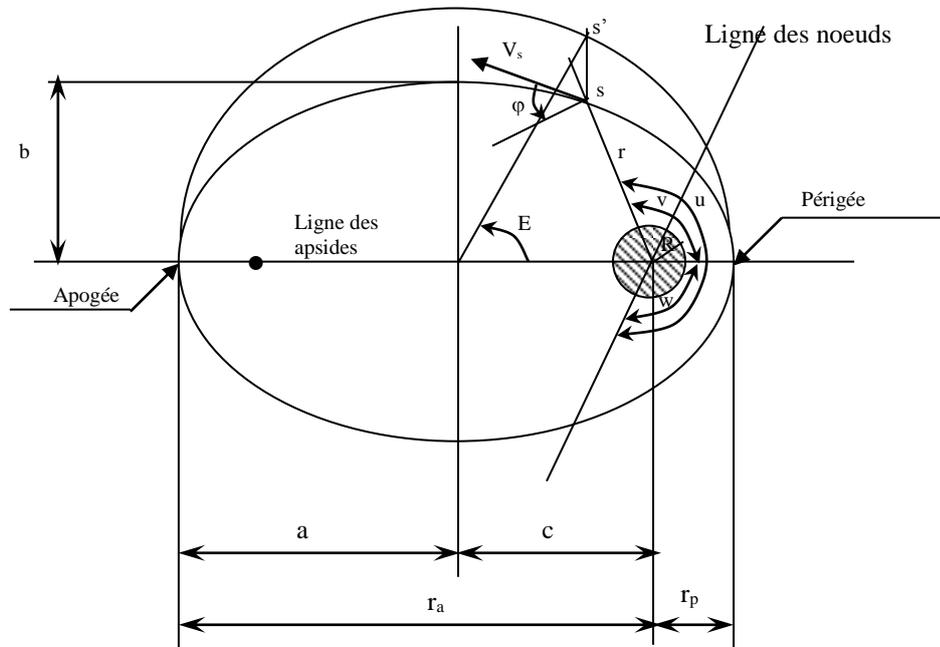
La masse de la terre étant $M = 5,98 \cdot 10^{24} \text{kg}$, la constante d'attraction de la terre est

$$K = GM = 39,86 \cdot 10^{13} \text{N.m}^2/\text{kg} \\ = 398603 \text{ km}^3/\text{s}^2$$

I.2.2 LOI DE KEPLER

Les lois de Kepler régissent le mouvement des planètes autour du soleil [2][5] :

- a)- les orbites des planètes sont des ellipses dont le soleil occupe un foyer.
- b)- le vecteur soleil –planète balaye des aires égales en des temps égaux.
- c)- le rapport du carré de la période T de révolution d'une planète autour du soleil au cube du demi-grande axe a de l'ellipse est le même pour toutes les planètes.



$$b = a\sqrt{1-e^2} \quad e = \frac{c}{a} \quad r = \frac{a(1-e^2)}{1+e\cos v}$$

$$c = \sqrt{a^2 - b^2}$$

$$r_a = a + c = a(1+e) \quad M = \frac{2\pi t}{T} = E - e \sin E$$

$$r_p = a - c = a(1-e)$$

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1-e\cos v} \quad \cos v = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E}$$

Figure I.1 Définition des paramètres orbitaux

I.2.3 PARAMETRES ORBITAUX

Sans reprendre les démonstrations classiques, il est utile de donner les principales définitions et relation qui interviennent dans les mouvements des satellites[1].

a)- dans le plan de l'orbite, les notations étant celles de la figure I.1 l'équation en coordonnées polaires de l'orbite est :

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e\cos v} \quad \text{I.2}$$

La position du satellite dans son plan est donc définie par trois paramètres a , e , v .

Le demi grand axe a est lié à la période orbitale par :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{GM}} \quad \text{I.3}$$

L'anomalie vraie (v) est l'angle, compté positivement dans le sens de parcours du satellite de 0 à 360°, entre la direction périégée et la direction du satellite.

La vitesse du satellite V_s au point S (distance au centre de la terre) est donnée par :

$$V_s^2 = \frac{2K}{r} - \frac{K}{a} \quad \text{I.4}$$

l'excentricité varie de 0 à 1. Dans le cas de l'orbite circulaire ($e=0$) la vitesse est constante :

$$V_s^2 = \frac{K}{a} \quad \text{I.5}$$

les variations de la période T et de la vitesse V_s pour une orbite circulaire en fonction de l'altitude du satellite sont données par la figure I.2.

b)- pour définir le satellite dans l'espace, il faut définir le plan de l'orbite et la position du périégée dans son plan : On utilise à cet effet les trois paramètres i , ω , Ω . figure I.3

- **inclinaison du plan de l'orbite(i)** : c'est l'angle entre la normale à l'orbite (orientée de manière à voir, à partir de cette normale, le satellite tourner vers le sens direct) avec la ligne des pôles orientée du sud vers le Nord. L'inclinaison peut prendre toutes les valeurs entre 0 et 180°.
- **Ascension droite du nœud ascendant(Ω)** : c'est l'angle compté positivement de 0 à 360° dans le sens direct, entre la direction du point vernal(γ) et celle du nœud ascendant de l'orbite (intersection du plan de l'orbite avec le plan de l'équateur).

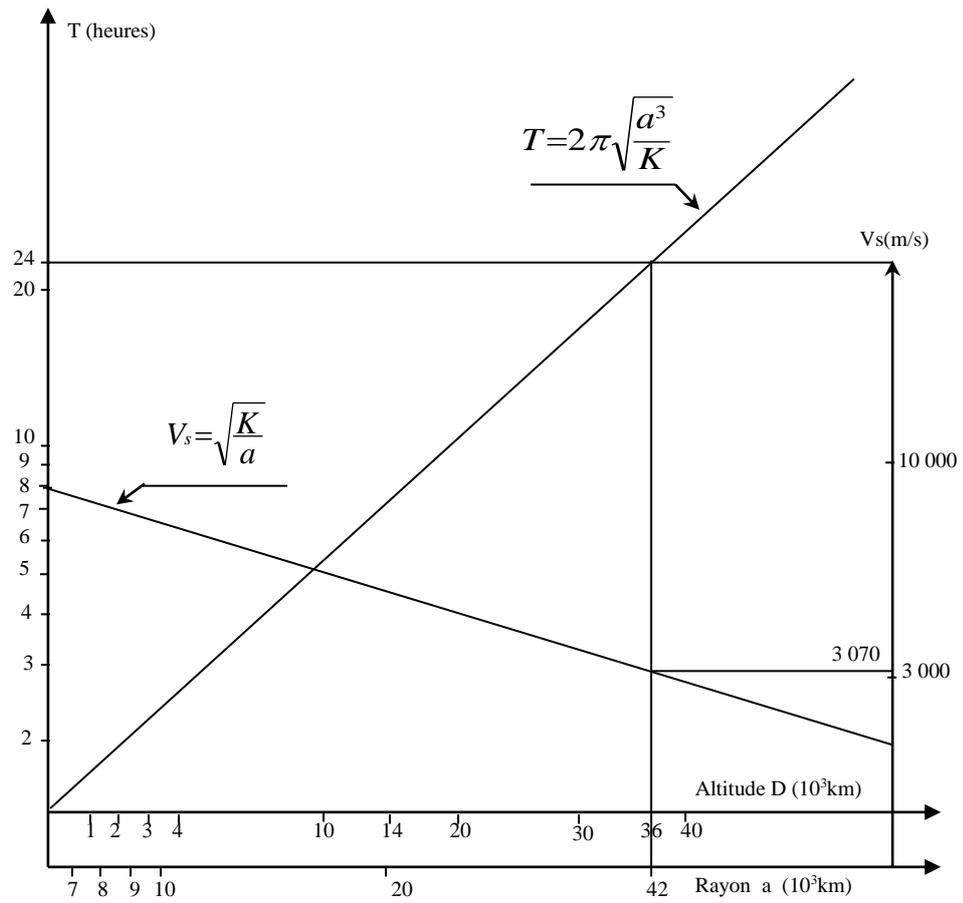


Figure I.2 Vitesse et période pour une orbite circulaire

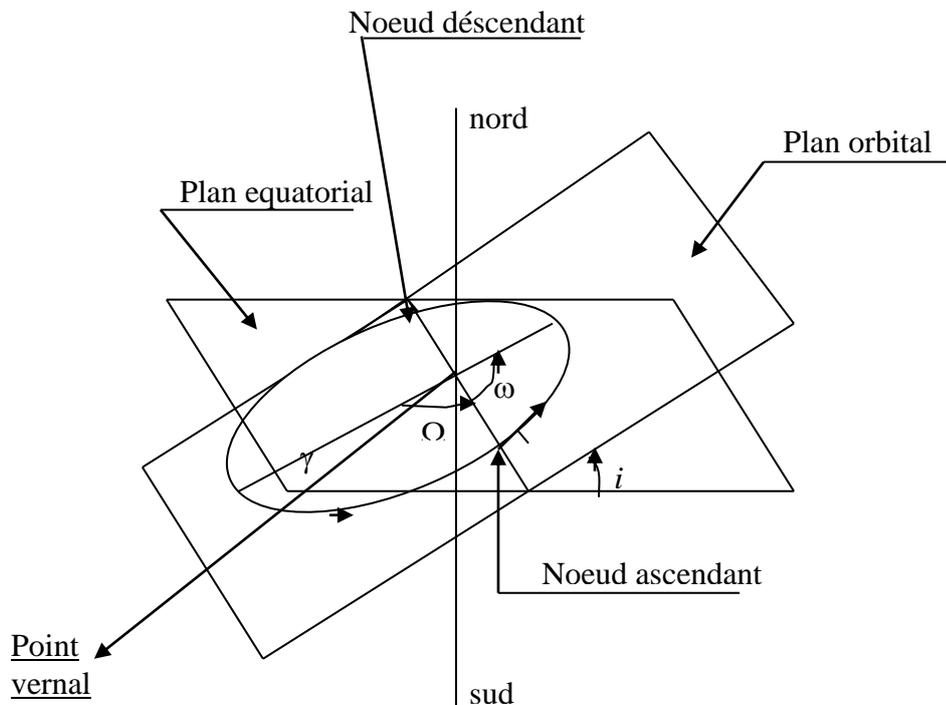


Figure I.3 Paramètres définissant l'orbite

- **Argument du périégée(ω)**: c'est l'angle, compté positivement de 0 à 360° dans le sens du mouvement du satellite, entre la direction du nœud ascendant et la direction du périégée.
La connaissance des cinq paramètres (i, a, e, r, ω) définit parfaitement la trajectoire dans l'espace. Le mouvement du satellite sur cette trajectoire peut être défini par l'anomalie vraie v , et aussi par :
- **L'élongation angulaire nodale(u)** : c'est l'angle compté positivement dans le sens du parcours de 0 à 360° entre la direction du nœud ascendant et la direction du satellite :
 $u = \omega + v$. C'est un paramètre utile dans le cas de l'orbite circulaire ou le périégée n'est pas déterminé.
- **L'anomalie moyenne(M)** : élongation angulaire nodale d'un satellite qui décrirait une orbite circulaire de même période que le satellite considéré :

$$M = 2\pi \frac{t}{T} \quad \text{I.6}$$

- **L'anomalie éxcentrique(E)** : argument de l'image du satellite dans l'affinité qui transforme l'ellipse trajectoire en son cercle principal. Elle est liée à l'anomalie moyenne M par :

$$M = E - e \sin E \quad \text{I.7}$$

et l'anomalie vraie v par :

$$\cos v = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \quad \text{I.8}$$

I.3 CLASSIFICATION DES SATELLITES

Plusieurs types de satellites peuvent être envisagés pour relayer les émissions entre des stations au sol. Il est intéressant de les passer en revue pour mieux faire ressortir l'intérêt des satellites à défilements.

I.3.1 SATELLITES PASSIFS- SATELLITES ACTIFS

Au début des années 60, époque à laquelle diverses possibilités de télécommunications spatiales étaient expérimentées, des ballons métallisés, dont la seule fonction était de réfléchir l'énergie reçue, ont été satellisés. leurs caractéristiques sont indiquées dans le tableau I.1.

Ces satellites ont permis non seulement des essais de transmission. Mais aussi des mesures géodésiques ; le dernier, PAGEOS, étant d'ailleurs essentiellement un satellite géodésique (Passive GEOdetie Satellite).

Le système de transmission fonctionnait comme un radar, l'émetteur et le récepteur étaient cependant éloignés l'un de l'autre.

Il a aussi été envisagé d'utiliser la lune comme réflecteur et dans le même ordre d'idées, l'avantage essentiel est l'absence de source d'énergie à bord : le satellite est dit *passif*.

Tous les satellites de télécommunications en service ou en expérimentation sont actuellement des satellites *actifs* : les signaux affaiblis par la propagation sont amplifiés, l'énergie nécessaire étant fournie par le satellite[2].

	Echo 1	Echo 2	Pageos1
Date de lancement	12-8-60	25-1-64	24-6-66
Diamètre (m)	30	40	30
Masse (kg)	60	250	56
Altitude initiale (km)	1600	1150	4200
Durée de vie (ans)	7	-	-

Tableau I.1 Satellites passifs.

I.3.2 SATELLITES A DEFILEMENTS-SATELLITE STATIONNAIRES

En général, un satellite est animé d'un mouvement relatif vis-à-vis de la terre : il est dit à *défilement*. Sa poursuite par les antennes des stations au sol est nécessaire, leur mouvement est relatif par rapport à la terre.

Le mouvement apparent dépend des caractéristiques d'orbite : altitudes du périégée et de l'apogée, l'inclinaison du plan de l'orbite. Par un choix judicieux de ces paramètres, le satellite peut être rendu immobile par rapport à la terre : il est dit *stationnaire*. La poursuite par antennes des stations au sol est alors inutile.

I.3.3 TRAJECTOIRE ORBITALE

Nous commençons par une description relativement qualitative pour mettre en évidence le caractère stratégique de tel ou tel choix. Nous pouvons prendre en compte:

- ✓ *Le synchronisme* des trajectoires avec la rotation de la terre sur elle-même ; il est en effet souhaitable que le satellite se maintienne à la même position pour un observateur terrestre

(c'est le cas des satellites géostationnaires), ou qu'il se retrouve périodiquement à la même place dans la journée. Les orbites géosynchrones seront donc des candidates particulièrement appréciées.

- ✓ *Le délai de transmission terre-satellite*, il conditionne la latence du réseau (c-à-d la durée de transmission de bout en bout).
- ✓ *L'angle de pénétration* de l'atmosphère terrestre qui correspond à l'angle d'élévation.
- ✓ *La taille des cellules de couverture*, plus les cellules sont petites, plus la réutilisation de fréquences radio est importante, et plus le nombre maximum d'utilisateurs du système augmente.
- ✓ *L'aire totale de couverture d'un satellite* (qui peut contenir plusieurs cellules), ce qui affecte la fréquence des transferts inter-satellitaire, ainsi que le nombre de satellites nécessaires à couvrir une zone donnée.
- ✓ *La puissance de transmission requise*, la puissance pouvant être utilisée pour augmenter la quantité de l'information transmise, ou encore pour améliorer la probabilité des antennes de réception des téléphones mobiles.

Examinons plus en détail les caractéristiques de chacun des systèmes.

a)- SYSTEME DE TYPE GEO (GEOSTATIONARY EARTH ORBIT)

Ces systèmes ont un délai de transmission moyen de 0,27 s, ce qui est très élevé. Ils gardent une position fixe au-dessus de l'équateur. Leur altitude importante leur permet de couvrir une large partie du globe. Typiquement 3 satellites GEO (ou 5 si les contraintes sont peut plus fortes) peuvent assurer une couverture maximale[1][6].

Cependant, ces systèmes posent des problèmes importants de couverture. En effet il leur est impossible, pour des raisons de simple visibilité, de couvrir les pôles ainsi que toute position qui a une latitude supérieure à 81° . De surcroît, l'angle de pénétration dans l'atmosphère rend, en pratique, les liaisons de télécommunications difficiles au-delà de 75° . Cependant, même à des latitudes comprises entre 45° et 75° , l'angle du satellite est petit et pose des difficultés dès que le relief n'est pas plat. Ainsi, de graves problèmes de blocages peuvent apparaître à cause de grands immeubles dans les zones urbaines.

Il serait possible de remédier à ce défaut en utilisant des orbites légèrement inclinées se relayant les unes aux autres. Les trajectoires des satellites se présentent alors sous la forme d'un « huit » décrit quotidiennement. Il s'agit de trajectoire géosynchrones non géostationnaires.

b)- SYSTEME ELLIPTIQUES

Dans un certain sens, les systèmes elliptiques remédient aux problèmes de blocage que présentent les GEO dans les latitudes élevés. L'inclinaison de $63,4^\circ$ de leurs orbites leur permet en effet de se positionner bien au-dessus de l'équateur. La deuxième loi de Kepler, encore appelée loi des aires, nous a montré que la vitesse angulaire du satellite sur son orbite elliptique était inversement proportionnelle au carré de la distance par rapport au centre de la terre. Ainsi donc :

- ✓ *Au périhélie* le satellite se déplace très rapidement par rapport à la terre, plus vite même qu'un satellite à orbite circulaire situé au même endroit à cet instant ;
- ✓ *A l'apogée* le satellite évolue très lentement par rapport à la terre, à une vitesse inférieure à celle d'un satellite à orbite circulaire situé au même endroit à cet instant.

Ceci explique pourquoi on cherchera toujours à utiliser le satellite à son apogée, alors qu'il semble le plus immobile pour un observateur terrestre.

Les satellites elliptiques présentent un meilleur centrage de l'empreinte sur le Nord, ce n'est donc pas par hasard qu'ils ont été appelés les *satellites géostationnaires pour le Nord* (en réalité il ne peuvent être au mieux que géosynchrones), et présentent aussi des possibilités de réglage plus fines (de couverture de synchronisation). En revanche, ils franchissent régulièrement les ceinture de Van Allen, ce qui réduit considérablement leur espérance de vie.

Cependant, tant les systèmes elliptiques que géostationnaires présentent en générale des distances très importantes avec la terre, ce qui à des conséquences importantes sur les délais et l'affaiblissement du signal. Ceci à pousser les concepteurs des systèmes de transmission à se tourner vers d'autres solutions ;

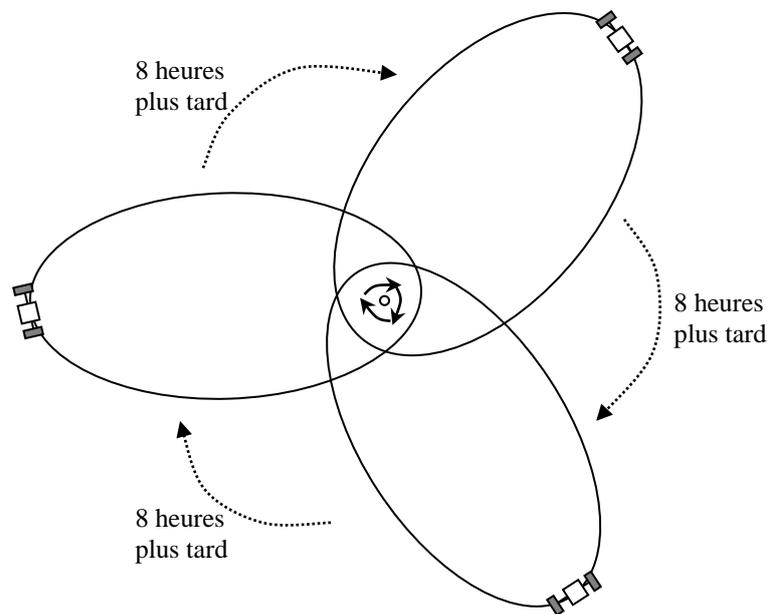


Figure I.4 Exemple d'utilisation d'un système elliptique

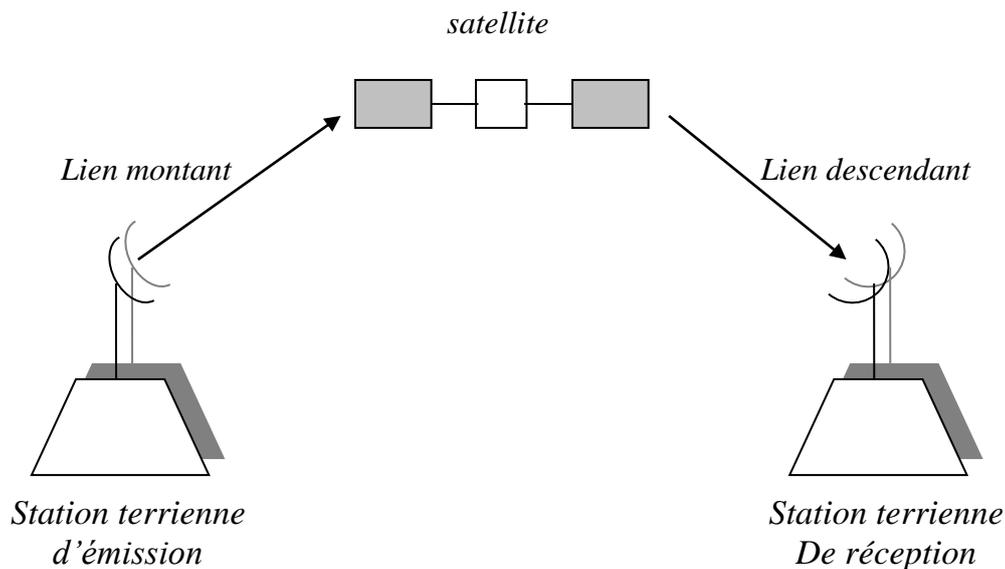
c)- SYSTEME DE TYPE MEO (MEDIUM EARTH ORBIT)

Ces systèmes offrent un délai de transmission inférieur à celui de leurs homologues géostationnaires (110-130 ms à environ 13 000 km d'altitude). La plupart des constellations MEO prévoient une dizaine de satellites pour assurer la couverture mondiale. Certains systèmes utilisent uniquement une orbite d'inclinaison nulle, auquel cas la couverture excellente à l'équateur, décroît rapidement dès que la latitude augmente. D'autres prennent des orbites légèrement inclinées, ce qui demande plus de satellites mais améliore la couverture[1].

d)- SYSTEME DE TYPE LEO (LOW EARTH ORBIT)

Nous verrons ce type de système en détail dans le chapitre II.

I.4 LIEN SATELLITAIRES



FigureI.5 Système de transmission par satellite

Un système de transmission d'information par satellite est composé des éléments suivants[3] :

1- *Station terrienne d'émission* Elle comprend le centre où sont élaborés les signaux d'information à transmettre c'est à dire les signaux vidéo et audio pour la télévision où d'autres signaux comme les signaux téléphoniques où les données pour les communications professionnelles.

Ces signaux sont transmis par câble, fibre optique ou relais Hertzien à la station d'émission proprement dite où se trouve la liaison (lien) montante qui comprend l'émetteur.

2- *Liaison montante*

3- *Le satellite* Le faisceau capté par l'antenne de réception du satellite a une puissance extrêmement faible inférieur au micro watt, il est alors amplifié plusieurs milliers de fois puis sa fréquence est changée et il est réémis en direction de la terre.

4- *Liaison descendante*

5- *Station terrienne de réception*

I.4.1 PUISSANCE ELECTROMAGNETIQUE

Un signal doit subir un traitement de modulation et d'amplification sur un canal de diffusion, pour être ensuite réamplifié et démodulé en sortie de ce dernier. Lorsque le canal impose au signal une forte atténuation avec un bruit constant, il est nécessaire de recourir à des technologies de pointe qui lui permettront d'être reçus avec une qualité suffisante par le récepteur. Ce problème se rencontre notamment pour l'ensemble des radiodiffusions, et devient critique dans le domaine satellitaire. En effet le rapport P_R / P_E entre la puissance reçue par le récepteur P_R est celle fournie par l'émetteur P_E est de :

$$\frac{P_R}{P_E} = G_r \cdot G_e \cdot \left(\frac{C}{4\pi r F} \right)^2 \quad \text{I.9}$$

Où on désigne par :

G_e et G_r les gain respectifs des antennes d'émission et de réception,

C la vitesse de la lumière ($3 \cdot 10^8$ m/s),

F la fréquence en hertz,

R la distance en mètres.

Pour mieux manipuler ces ordres de grandeurs, on utilise l'échelle logarithmique qui rend l'équation I.9 sous la forme :

$$P_R^{db} = P_E^{db} + G_r^{db} + G_e^{db} - A_0 \quad \text{I.10}$$

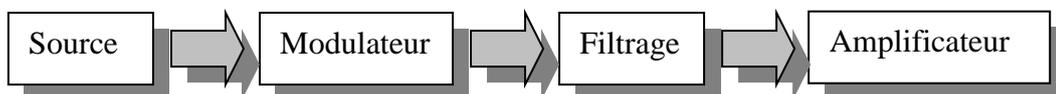
Où A_0 est défini par :

$$A_0 = 20 \log_{10}(Fr) - 147,6 \quad \text{I.11}$$

Et représente l'atténuation causée par la propagation du signal dans le vide.

a)- EMISSION

un émetteur est un dispositif amplificateur raccordé à un canal de transmission. son architecture se schématise grossièrement de la manière suivante :



Il se caractérise par les paramètres suivants.

□ Puissance de sortie

On distingue en général la puissance en régime de porteuse P_c de la puissance de crête P_p et de la puissance moyenne P_m .

- *Rendement*

$$\text{Rendement} = \frac{\text{puissance de sortie de l'émetteur}}{\text{puissance totale utilisée}}$$

- *Gamme couverte*

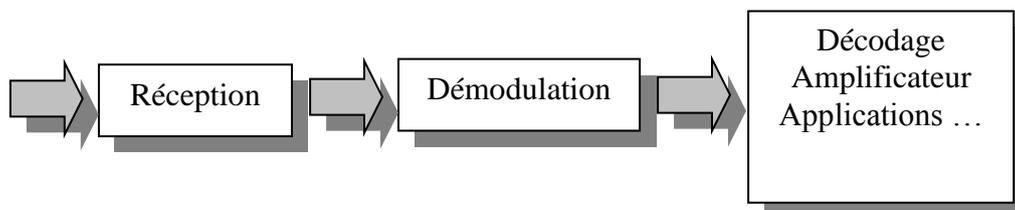
Les émetteurs utilisables sur une large bande ou sur plusieurs bandes de fréquence demandent beaucoup de puissance, c'est pourquoi on préfère souvent fabriquer une série d'émetteur séparés. Les bandes de fréquences émises par les satellites, d'une largeur typique de 2 GHz, sont transmises en petites bandes de 27 à 2 000 MHz. On imagine bien que ces émetteurs auraient tendance à interférer. Il se pose donc en général un problème d'équilibrage de puissance entre les émetteurs, ainsi que la disposition de ces différents éléments à l'intérieur du satellite (pour respecter un éloignement minimum) afin d'éviter de telles perturbations.

- *Rayonnement non essentiels et stabilité en fréquence :*

Les rayonnements non essentiels sont les composants parasites générées par l'émetteur et peuvent venir de défaut à la sortie de la modulation, de produit d'intermodulation (interactions entre émetteurs voisins, de fréquence porteuse F_1 et F_2 proches générant des signaux de porteuses pF_1+qF_2), de facteurs de bruit divers intervenant dans l'un des étages de l'émetteur, ainsi que du manque de précision de la fréquence porteuse fournie par l'oscillateur.

b)- RECEPTION

Le processus de réception se schématise comme suit :



Comme en émission, on distingue un certain nombre de caractéristiques qui sont :

- *sensibilité* : plus petite valeur qu'il faut donner au signal d'entrée pour obtenir à la sortie de récepteur un rapport signal /bruit déterminé. Ce rapport est essentiellement donné par le domaine dans lequel on travaille. Pour donner un ordre d'idée, un rapport signal/bruit correct sera obtenu pour les valeurs de puissance suivantes à l'entrée du récepteur :

Son discernable : 15 dBW.

Bonne qualité audio : 35dBW.

Signal vidéo : 45dBW.

- *Sélectivité* : écart de fréquence minimal entre deux stations que l'on peut distinguer sans distorsion avec le récepteur.
- *Fidélité* : aptitude du récepteur à fournir le signal de modulation sans distorsion.

c)- ANTENNES

La qualité du lien peut être améliorée de manière spectaculaire par les antennes. L'antenne s'attache à concentrer la puissance du signal dans la direction du lien. Elle est caractérisée par son gain exprimé en dBi (le « i » vient de isotrope). Plusieurs grandes catégories d'antennes méritent d'être distinguées.

- *Les antennes omnidirectionnelles* :

Elles diffusent le signal dans toutes les directions. Ce type de diffusion peut aussi être appelé isotropique, et sert de référence pour le gain. Ainsi, le gain de ces antennes est de 0 dBi.

- *Les antennes doublet ou dipôles* :

Ce sont des antennes en forme de tige. Leur longueur est en général de $c/2F$, où c représente la vitesse de la lumière et F la fréquence d'émission en Hertz. La direction de puissance maximale de la radiation est donnée par le plan médiateur dans l'antenne. Pour les points qui sont dans ce plan, le gain est typiquement de 2 dBi. Dans la direction de l'antenne, par contre, quasiment aucun signal n'est émis.

- *Les antennes paraboliques* :

Ces antennes émettent le signal dans une direction unique. En contrepartie, le signal transmis a un gain très important. Une estimation de leur gain est donnée par la formule :

$$G^{dB} = 10 \log(108\mu F^2 D^2) \quad \text{I.12}$$

Où μ est l'efficacité de l'antenne, F la fréquence d'émission en hertz et D le diamètre de la parabole en mètres. Une efficacité raisonnable se situe autour de 60-70% [1][7].

I.4.2 BILAN DE LIEN

Le bilan de lien permet d'établir le rapport signal/bruit que fournit un système donné. Dans cette optique, il s'agit d'évaluer l'ensemble des équipements d'émission et de réception, ainsi que la qualité de transducteur, qui se constitue, dans notre cas, de l'atmosphère terrestre et du vide. Il convient aussi de distinguer le lien descendant (satellite-terre) du lien montant (terre-satellite), ce que nous ferons plus tard. Les caractéristiques de système de transmission peuvent être résumées dans le tableau I.2.

émetteur	Récepteur
Gain de l'antenne d'émission	Gain de l'antenne de réception
Pertes du guide d'ondes d'émission	Pertes du guide d'ondes de réception
Puissance d'émission	Température de bruit du système

Tableau I.2 Caractéristiques des systèmes de transmission.

Le canal de transmission (ou transducteur) est modélisé par :

- ✓ L'atténuation du signal due à la propagation dans le vide, A_0 , calculée par l'équation I.11;
- ✓ L'absorption atmosphérique, qui dépend des conditions météorologiques et de la fréquence utilisée (de l'ordre du dixième de décibel par temps clair et pour des « bonnes » fréquences, mais qui peut atteindre la centaine de décibels dans des conditions hostiles) ;
- ✓ La largeur de bande requise par l'application.

Le bilan du lien se calcule alors en trois étapes. La puissance du signal à la sortie de l'émetteur est d'abord évaluée. On trouve en suite la puissance du signal reçu. Puis le rapport signal/bruit obtenu est déduit.

a) PIRE DE L'EMETEUR

La PIRE (Puissance isotropique rayonnée de l'émetteur) est la puissance de sortie de l'émetteur dans une direction donnée. Elle est donnée par :

$$\text{PIRE (dBW)} = \text{Puissance de transmission (dB)} - \text{Perte de guide d'onde d'émission (dB)} + \text{Gain de l'antenne de l'émission (dBi)} \quad \text{I.13}$$

Les pertes du guide d'ondes concernant l'acheminement du signal vers l'antenne. Suivant la qualité du support (paire de cuivre, câble coaxial, fils en or) et son isolement et sa longueur, une perte plus ou moins grande peut intervenir. Par principe, il est toujours souhaitable de rapprocher l'émetteur de l'antenne pour limiter les dissipations. Le même phénomène intervient en réception, comme nous le verrons par la suite.

b)- PUISSANCE DU SIGNAL RECU

Cette valeur caractérise le signal à l'entrée de l'équipement de réception.

Puissance du signal reçu (dBW)=PIRE de l'émetteur (dBW)-Atténuation du signal dans le vide A_0 (dB)- Absorption atmosphérique(dB)+Gain de l'antenne de réception(dBi)-Pertes du guide d'ondes de réception(dB) I.14

c)- PUISSANCE DE BRUIT DU RECEPTEUR

Il s'agit dans un premier temps de calculer le niveau du bruit du système. La puissance de bruit est déterminée par la température équivalente T et la largeur de bande du signal. Elle est donnée par :

Puissance du bruit (dBW)= Température équivalente de bruit du système(dBK)+ constante de Boltzmann (-228.6 dBW/Hz/K)+ Largeur de bande du signal(dBHz) I.15

Les systèmes électroniques à bord du satellite opèrent à une température voisine des conditions terrestres de fonctionnement, c'est-à-dire autour de 20°C. La température de bruit équivalente est alors de 293 °K. La prise en compte des autres composantes, la sensibilité au bruit des appareils peut cependant amener à prendre en compte des températures équivalentes supérieures, de 450°K, voire de 600°K. En pratique, la température de bruit d'un équipements est donnée (et mesurée) par le constructeur.

Un paramètre redondant souvent utilisé pour qualifier un système est le rapport gain d'antenne de réception sur température de bruit G/T qui se calcule de la manière suivante[7] :

G/T (dBK)=Gain de l'antenne de réception (dBi)-Pertes du guide d'ondes de réception(dB)
-Température équivalente de bruit du système(dBK) I.16

d)- RAPPORT SIGNAL/BRUIT

Le rapport signal /bruit est alors donné par :

Rapport signal/bruit (dB)=Puissance du signal reçu(dBW)-Puissance de bruit (dBW) I.17

Cette notion de rapport signal/bruit met en valeur la puissance minimum que l'on doit fournir pour tirer partie de la bande passante.

e)- SOURCES DE BRUIT MULTIPLES

Un lien satellitaire est souvent constitué d'un lien ascendant et d'un lien descendant, qui combinent leurs facteurs de bruit (nous les noterons bruit_A et bruit_B). Des sources de bruit multiples peuvent apparaître, notamment des interférences (bruit_I) de la part des satellites proches (typiquement sur l'orbite géostationnaire). Le rapport signal/bruit total sera :

$$\left[\frac{Sinal}{Bruit-Total} \right]^{-1} = \left[\frac{Sinal}{Bruit-A} \right] + \left[\frac{Sinal}{Bruit-D} \right] + \left[\frac{Sinal}{Bruit-I} \right] + \dots \quad I.18$$

En définitive, le bilan de lien sert à garantir une valeur minimale au rapport signal/bruit total. Comme certaines sources de bruit peuvent être difficiles à quantifier à l'avance, il est préférable de conserver une certaine marge.

I.4.3 SOURCES DE DEGRADATION DU SIGNAL

Il ne s'agit pas ici de décrire tous les problèmes qui peuvent être rencontrés, mais d'en donner les grandes caractéristiques et les ordres de grandeur. L'atténuation atmosphérique du signal résulte de deux phénomènes distincts :

L'absorption pour laquelle l'énergie est absorbée et réémise dans toutes les directions, avec souvent une fréquence différente et la *diffusion* qui cause des déperditions d'énergie par redirection du signal en dehors du chemin désiré.

a)- FACTEURS D'ABSORPTION[1]

L'absorption moléculaire retire de l'énergie du chemin d'émission, et la restitue uniformément dans toutes les directions sur une fréquence différente, qui dépend de la température de l'absorbant. Différents phénomènes électroniques et moléculaires sont impliqués, et les fréquences cibles sont des fréquences de résonance identifiables. Un ordre d'idée de l'affaiblissement par les gaz atmosphériques est donné par la figure I.6.

Cette figure s'inspire de recommandation UIT-R P.676-3. Nous remarquons que l'atténuation résulte principalement de l'oxygène et de la vapeur d'eau. Une atmosphère humide est par conséquent nettement plus difficile à pénétrer qu'une atmosphère sèche. Ceci devient particulièrement notable pour la bande C, ainsi qu'aux bandes supérieures (Ku et Ka).

Chaque fréquence de résonance se traduit par un pic d'absorption ; l'ensemble de ces pics découpe le spectre en zones où la transmission est réalisable dans de bonnes conditions. Il est donc possible, à partir de ce spectre, de dresser une liste des fenêtres de fréquences, c'est-à-dire des régions où l'atmosphère terrestre est relativement transparente (figure I.6 : diagramme

d'absorption). Le tableau I.3 donne une description succincte des fenêtrés ainsi obtenues, avec des noms des bandes de fréquence associées(voir annexe 1).

Min(GHz)	Max(GHz)	Nom des bandes concernées
0,1	15	L S C X Ku
25	35	Ka
80	100	
140	160	
230	250	
260	290	

Tableau I.3 Fenêtrés de fréquences praticables pour les liens trans-atmosphériques.

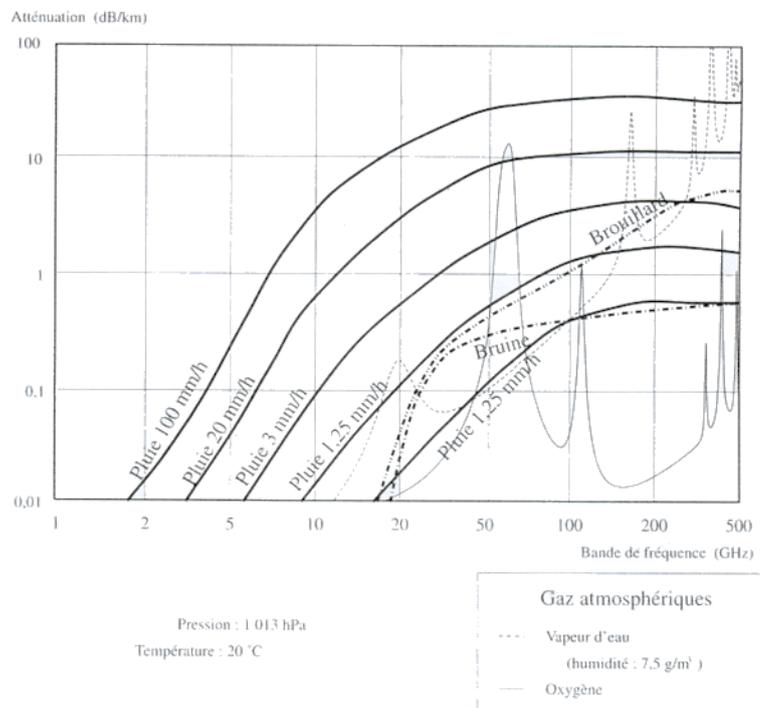


Figure I.6 Atténuation spécifique de l'atmosphère.

b)- FACTEUR DE DIFFUSION

Les particules qui provoquent l'absorption génèrent aussi un phénomène de diffusion. Les ondes électromagnétiques sont alors simplement déviées de leur trajectoire. Ce phénomène est très complexe car il fait intervenir les propriétés de directivité, de polarisation, de longueur d'onde des émissions par rapport à la taille des particules, et de rediffusion en chaîne (encore appelé multichemin). Parmi les phénomènes principaux, on trouve les suivants.

□ *Diffusion due à l'air et à la vapeur d'eau :*

Elle est presque constante pour les angles d'élévation élevés (elle compte au maximum pour quelque dixième de dB). Elle peut être ignorée pour les fréquences en dessous de 15GHz. Les deux courbes « capricieuses » de la figure I.6 relative à la vapeur d'eau et à l'oxygène en tiennent compte (en plus de la diffraction).

□ *Réfraction et multichemin :*

Ces phénomènes peuvent affaiblir le signal en le dissipant vers différentes directions. Il peut même arriver qu'un signal soit reçu plusieurs fois par une même destination, ayant emprunté des chemins différents. Cela peut entraîner de graves difficultés de réception, notamment des problèmes d'auto-interférence. Ce phénomène est accentué par deux types de conditions :

- ✓ Un angle d'élévation faible, qui entraîne une pénétration plus inclinée de l'atmosphère ;
- ✓ L'utilisation de terminaux omnidirectionnels à l'intérieur de bâtiment, souvent à structure métallique.

□ *La rotation de Faraday :*

Celle-ci intervient lorsque, pour réutiliser la plage de fréquence au maximum, on utilise la polarisation linéaire du signal dans les transmissions. La rotation détériore la polarisation ainsi produite, et mixe donc des signaux différents. Son impact est cependant négligeable pour les bandes Ka et Ku (voir annexe 1) .

c)-HAUTEUR EQUIVALENTE D'ATMOSPHERE

L'affaiblissement total obtenu par franchissement de l'atmosphère suivant un angle d'élévation β compris entre 10° et 90° est de :

$$A = \frac{h_0 \gamma_0 + h_w \gamma_w}{\sin \beta} \quad \text{I.19}$$

γ_0 et γ_w représentent les atténuations du signal par kilomètre parcouru par l'atmosphère dues respectivement à l'oxygène (O) et la vapeur d'eau (w). Leurs valeurs sont données par les courbes de la figure I.6 . Il reste donc à obtenir les hauteurs équivalentes d'épaisseur effective

d'atmosphère traversée h_0 et h_w . La densité de l'atmosphère, en effet, devient moins importante au fur et à mesure que l'on s'éloigne du niveau de la mer. On prend donc pour référence la densité de l'atmosphère au niveau du sol et il s'agit alors d'évaluer l'épaisseur équivalente d'atmosphère franchie par un signal venant de la verticale.

Les hauteurs équivalentes obtenues sont de l'ordre de quelques kilomètres ; la figure I.7 donne leurs valeurs pour les fréquences courantes, à une température extérieure de 15°C. Ces valeurs sont approximativement constantes, hormis quelques corrections à des fréquences particulières.

d)- AUTRES FACTEURS ET NOTION DE MARGE

D'autres facteurs provenant des phénomènes naturels peuvent également bruits le signal. Par exemple, lorsque le soleil s'aligne avec un satellite, la liaison radio est généralement interrompue. Ce phénomène est bien connu des utilisateurs de télévision par satellite qui reçoivent un blanc de quelques secondes. Bien évidemment, les satellites géostationnaires, sont davantage sensibles à ce type de perturbation. D'autre part, les satellites non-géostationnaires, du fait de leur mouvement relatif, subissent une distorsion du signal connue sous le nom d'effet Doppler. Ce phénomène déplace l'ensemble du signal sur la bande de fréquence.

Ainsi donc, le rapport signal/bruit subit de multiples perturbations au cours de la vie du lien. Pour garantir la pérennité de la communication, il est nécessaire de prévoir une marge du rapport signal/bruit pour y faire face. Etablir une marge précise peut faire l'objet d'une étude assez poussée, sur la base notamment des statistiques météorologiques.

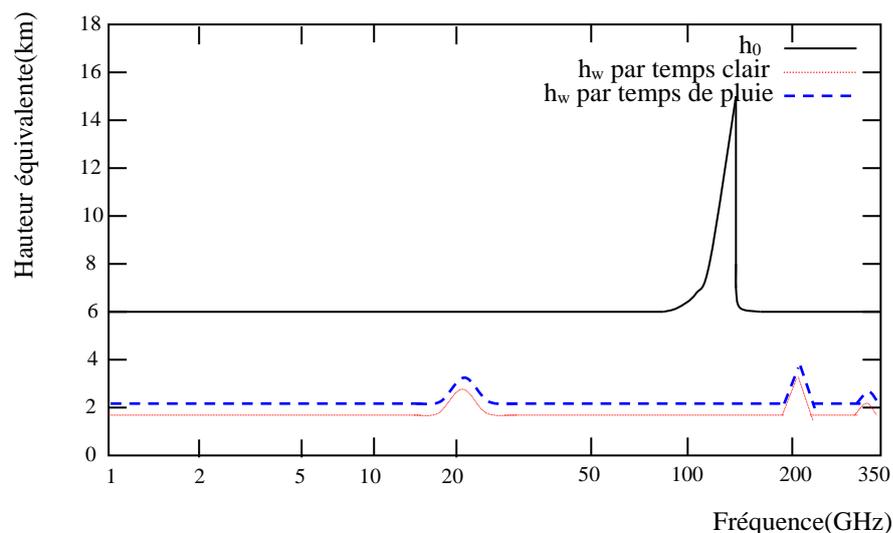


Figure I.7 Hauteur équivalente au sol de l'atmosphère.

I.4.4 DIMENSIONNEMENT DES ANTENNES ET DE LA PUISSANCE D'EMISSION DES SATELLITES

L'éloignement du satellite par rapport à la terre fait que l'on a toujours intérêt à utiliser des antennes aussi efficaces que possible, et en particulier des paraboles. L'approche suivante permet de dimensionner le satellite aux besoins de l'utilisateur[8]. Une approche plus traditionnelle consiste à adapter le terminal à la puissance maximum que peut fournir le satellite. Il convient alors de distinguer le lien montant (terminal_satellite) du lien descendant (satellite_terminal).

a)- LIEN MONTANT

Dans un premier temps, l'application détermine la PIRE de l'émetteur. Pour l'utilisateur terrestre, le gain de l'antenne dépend de la taille du terminal que l'on désire obtenir et de sa maniabilité. La puissance émise par un mobile est loin d'être anodine sur l'organisme humain. de nombreux efforts sont faits pour limiter les radiations venant d'un terminal proche du corps[1]. En résumé, et en fonction des applications, la valeur de la PIRE du récepteur oscille autour des valeurs suivantes :

terminal	Personnel (porté à même le corps)	Portatif (une valise ou un équipement auto)	A bord d'un bateau ou d'un avion
la PIRE du récepteur	0 dBW	10-15 dBW	30-35 dBW

Tableau I.3 La PIRE suivant le type du terminal.

Le rapport signal/bruit de bout en bout de l'application est aussi déterminé par le niveau de qualité de service que l'on désire obtenir, la largeur de bande (fixé par les organismes de normalisation), et le débit final désiré. Seule donc la taille de l'antenne satellite peut, avec un coût, s'adapter à l'application que l'on désire mettre en œuvre[1]. Ainsi, si on note :

R : la distance maximum satellite-terminal,

$(S/B)^m$: le rapport signal/bruit de bout en bout désiré(m pour « montant »),

W : la largeur de bande,

K : la constante de Boltzmann(en décibels- 228,6 dBW/Hz/K),

L_A^m : l'absorption atmosphérique du signal.

μ : l'efficacité de l'antenne,

le diamètre de l'antenne sera donné par :

$$D_{sat} = 4r \sqrt{\frac{\left(\frac{S}{B}\right)^m \cdot W \cdot k \cdot T_{sat}}{PIRE_{Terminal} \cdot L_A^m \cdot \mu}} \quad I.20$$

Sur la figure I.8, on montre les taille d'antennes nécessaires pour différents types de terminaux, et trois altitudes de référence pour les satellites. Le rapport signal/bruit à été fixé à 5 dB, la largeur de bande à 37 dBHz (correspondant à un débit de 4 800 kbit/s), la température de bruit du système à 450 °K , et l'absorption atmosphérique à 6 dB.

Pour un simple terminal personnel, les antennes GEO et MEO ont des tailles prohibitives (respectivement 3,7 m et 1 m), surtout lorsque l'on cherche à couvrir plusieurs zones avec plusieurs faisceaux.

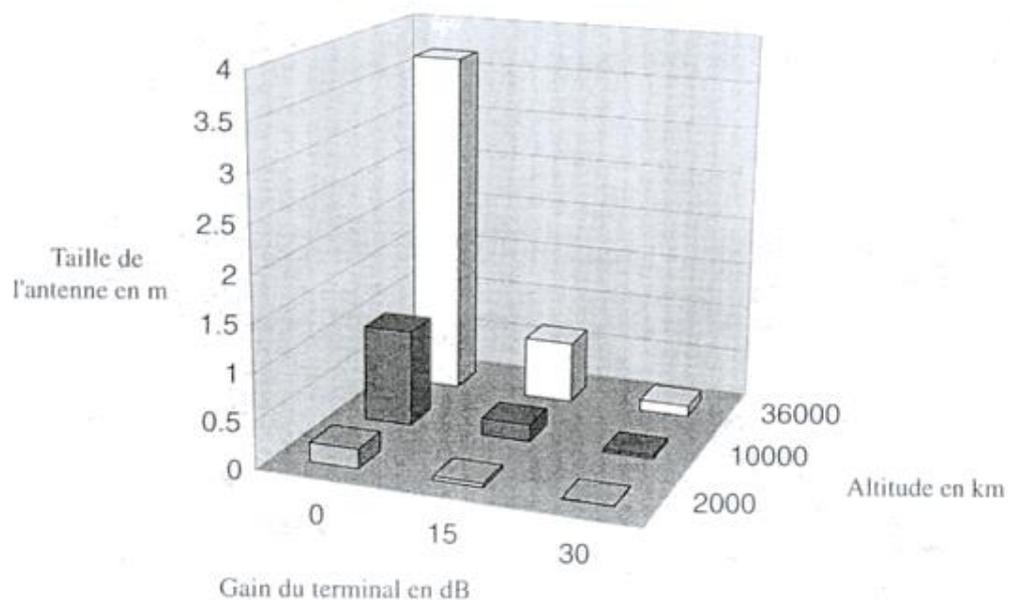


Figure I.8 Taille d'antenne de réception satellite.

b)- LIEN DESCENDANT

Les caractéristiques du mobile, et en particulier sa température de bruit, dictent là encore le comportement du système. La PIRE du satellite est ainsi adaptée au système, et comme le diamètre D_{sat} de l'antenne (que l'on utilise souvent à la fois en émission et en réception) a déjà été déterminé, c'est sa puissance qui est ajustée pour satisfaire la demande [1].

Si on note $P_{terminal}$ la puissance de bruit du terminal, L_A^d l'absorption atmosphérique (qui n'est pas forcément la même que celle du lien montant, la fréquence et les obstacles de propagation étant différents ; d vient donc pour « descendant »), et $(S/B)^d$ le rapport signal/bruit de bout en bout désiré, la puissance nécessaire devient :

$$P_{sat} = \left(\frac{4r}{D_{sat}} \right)^2 \frac{(S/B)^d}{\mu P_{terminal} \cdot L_A^d} \quad \text{I.21}$$

Evidemment, si les contraintes de puissance deviennent trop fortes, les dimensions de l'antenne satellite seront aussi ajustées pour satisfaire à la demande. La puissance requise vaut pour une liaison, ce que signifie que le satellite devra la fournir pour chaque canal.

Sur la figure I.9, on a fixé la puissance de bruit du terminal à -167 dBW (soit une température de 293° K, et une bande passante de 37 dBHz), les pertes atmosphériques à 6 dB, et le rapport signal/bruit désiré à 5 dB.

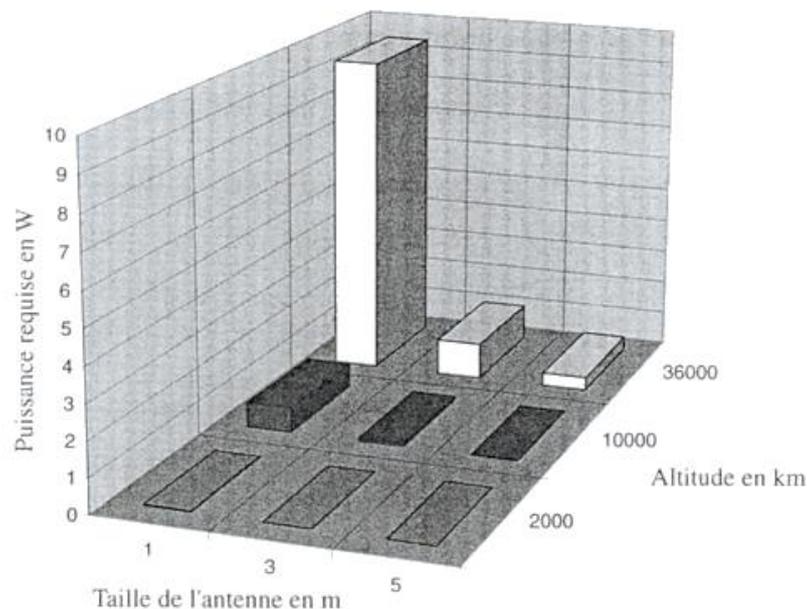


Figure I.9 Puissance d'émission nécessaire par canal.

Chapitre II

Communication par satellite mobile de type LEO

II.1 INTRODUCTION

Un satellite placé dans l'orbite géostationnaire a beaucoup d'avantages surtout au niveau de la couverture large, la haute qualité de communication et la large bande. Cependant il est plus disposé pour les communications mobiles permettant ainsi une bonne gestion économique. Ce genre de satellite présente quelques inconvénients comparées à ceux de type à orbites basses . Citons parmi eux, le long retard de propagation à cause des distances considérables qui les séparent de la terre, sans oublier les grandes pertes durant la transmission qui nécessite des équipements de grande puissance pour la démodulation et l'amplification du signal, soit au niveau satellite ou dans les stations terriennes. Cela représente un inconvénient dans le coût des missions satellitaires ainsi que dans les communications mobiles , cela va influencer à son tour sur la taille des terminaux mobiles, même avec les hautes technologies actuelles de batteries et du matériel. Le terminal le plus petit pour un satellite géostationnaire est assez grand de l'ordre d'un papier A4 et assez lourd de 2.5 kg (employé dans le standard mini-M de INMARSAT-M)[9].

Un autre inconvénient du satellite géostationnaire est le manque de couverture aux régions de hautes latitudes et les région polaires avec des angles d'élévations très élevés. Avec d'autres problèmes, comme le coût élevé de lancement d'un satellite dans les orbites géostationnaires et l'influence d'une éclipse sur la station spatiale. Ceci suggère l'utilisation d'autres orbites pour les systèmes de communication par satellite mobile, comme les satellites à orbite terrestre basse LEO ou moyenne MEO.

II.2 SYSTEME PAR SATELLITE MOBILE

II.2.1 SYSTEME DE TYPE LEO (LOW EARTH ORBIT)

Pour ces systèmes, le délai de transmission varie autour de 20-25 ms ; le temps exact est moins sensible à l'angle de pénétration des signaux dans l'atmosphère par rapport à l'altitude précise du satellite. Cependant, les appareils sont tellement proches de la terre qu'il est nécessaire d'en avoir un grand nombre (au minimum une cinquantaine) pour couvrir la planète *constellation de satellites*. Pour maintenir des zones de couverture cohérentes, il est nécessaire de synchroniser très précisément les mouvements des satellites entre eux, ce qui a des conséquences sur la consommation en carburant (précisons que ce carburant : l'ELGOL est nécessaire au fonctionnement des micro moteurs de correction d'attitude)

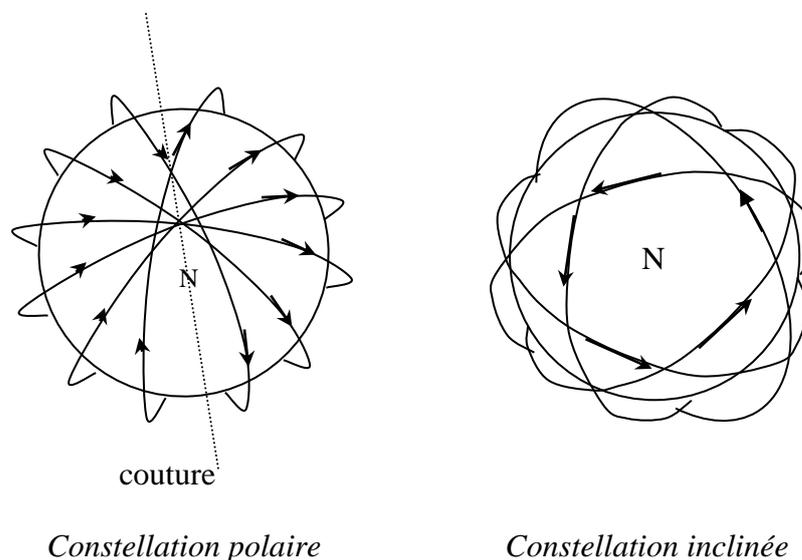


Figure II.1 Deux types répandus de constellation, vue du pôle.

Deux types principaux de constellations ont été définis par J.Walker [1] et dominent les conceptions de constellations de satellites aujourd'hui (fig.II.1).

✓ **Les constellations polaires** (star-constellations par Walker).

Elles disposent d'une série d'orbites passant à peu près par les pôles de façon à ce que les satellites montants (allant du Sud vers le Nord) couvrent la moitié de la terre.

Les orbites sont toutes de même inclinaison i proche de 90° et présentent des ascensions droites du nœud ascendant Ω , régulièrement espacées sur une plage de 180° .

De ce fait, leur couverture est très dense au pôle, et plus faible à l'équateur. En outre, on pourrait dire que d'un côté de la terre tous les satellites vont du Sud vers le Nord, tandis que de l'autre ils vont du Nord vers le Sud.

Par conséquent, les satellites positionnés sur la première orbite circulent en vis-à-vis et dans des sens opposés à ceux qui sont positionnés sur la dernière orbite. Ce phénomène appelé *couture*, pose des difficultés lorsque l'on cherche à établir des communications entre les satellites.

✓ **Les constellations inclinées** (delta-constellations suivant Walker)[1].

Elles présentent des orbites de même inclinaison i , avec des ascensions droites du nœud ascendant Ω , régulièrement espacées sur une plage de 360° . Pour ces constellations, ce sont à la fois les satellites montants et descendants qui assure la couverture d'une zone. En fonction de l'inclinaison i , la couverture des constellations sera meilleure aux pôles ou à l'équateur.

II.2.2 LES CLASSES DE SATELLITES LEO

Généralement, le système par satellite LEO est subdivisé en deux groupes: « grand-LEO » et « petit-LEO », selon le poids utile en charge des satellites, leurs bandes de fréquence et la variété de services qu'ils fournissent. De manière simple, les systèmes de « grand-LEO » ont la plus grande capacité et la transmission de voix, tandis que les systèmes « petit-LEO » ont moins de capacité et des services limités de non-voix.

a)- Systèmes par satellite mobile « petit-LEO »

Les systèmes par satellite mobile petit-LEO constituent une catégorie des systèmes de LEO utilisant les satellites de petite taille et une légère masse pour des applications à taux de bit bas au dessous de 1kbps. La *commission de communications fédérale (FCC)* a alloué à ces systèmes les bandes de fréquence de 137-138 MHz pour la liaison descendante et 148-149.9 MHz pour la liaison montante. Les bandes ont un spectre largement utilisé dans le monde entier pour les services privés et gouvernementaux. Maintenant trois organisations ont reçu leurs licences, à savoir, la *société de communications orbitale (ORBCOMM)*, avec 36 satellites postés à l'altitude de 775 km; (*VITASAT*) *volunteers in technical assistance*; et STARNET, Avec 24 satellites à l'altitude de 1000 km. Plusieurs autres intervenants sur ce créneau ont proposé des systèmes :

ORBCOMM a un plan de service national aux Etats-Unis, et VITASAT et STARNET ont des services globaux (mondiaux). La masse de satellites dans ces systèmes s'étend de 40 kg dans ORBCOMM à 150 kg dans STARNET[9]. Ces deux lignes alloués au service de traitement de données : messagerie et positionnement avec des émetteurs-récepteurs à bon marché, seraient équipés avec des écrans alphanumériques, qui ont les caractéristiques principales de ces systèmes.

Les systèmes de satellite petit-LEO utilisent le spectre au-dessous de 1 GHz, parce qu'il permet l'utilisation d'émetteurs-récepteurs de coût inférieurs; cependant, ce spectre est trop sollicité mondialement [5]. Les partisans de petit-LEO continuent à travailler avec des bureaux régulateurs pour identifier les bandes de fréquence appropriées pour l'utilisation future, mais il est peu probable que telles fréquences soient disponibles sur une base globale.

b)- Systèmes par satellites mobile « grand-LEO »

Les satellites grand-LEO sont supposés être plus grand et ont plus de puissance et de largeur de bande pour fournir des services différents à leurs abonnés. Ces services peuvent inclure la voix, des données, le fax « Télécopie ». A cause de l'échec commercial des systèmes proposés RDSS (*radio détermination satellite service*), les systèmes de grand-LEO adoptent le spectre sous-utilisé disponible dans la bande- L. Actuellement, les spectres de fréquence de 1610-1626.5 MHz pour la liaison montante et 2483.5-2500 MHz pour la liaison descendante sont assignés à ces systèmes. Il est utile de relever que, bien que l'appellation de ces systèmes inclue LEO, leurs fréquences sont celles habituellement utilisées dans les systèmes par satellites MEO et GEO.

La plupart des systèmes grand-LEO proposés offre le service global(mondial) aux terminaux à main (portable) par les moyens de satellites sur des altitudes inférieures en déplacement rapide au lieu d'un point fixe dans le ciel, comme dans les systèmes par satellites GEO.

La taille plus grande de ces systèmes leurs permet d'avoir une facilité dans le traitement plus complexe de données dans le satellite, ainsi que la simple particularité de stocker et d'expédier dans les systèmes par satellite petit-LEO. Un paramètre important dans le développement de ces systèmes est leur interconnexion au réseau avec des systèmes terrestres et, particulièrement, des terminaux « dual mode »[5]. Cela rend le système plus économique dans les parties différentes du globe et plus flexible pour manipuler des charges de trafic croissantes dans l'avenir.

II.2.3 CHOIX ET MAINTIEN EN ORBITE

La terre baigne dans des champs magnétiques importants, ce qui a des répercussions sur son voisinage. Plus précisément, certaines zones au-delà de la surface terrestre présentent des radiations suffisamment importantes pour endommager les composants électroniques qui les franchissent.

Deux tores de niveau d'énergie, appelées *ceintures de Van Allen*, entourent la terre au niveau de l'équateur. Ces ceintures présentent des radiations intenses et très dangereuses pour les équipements électroniques à bord d'un satellite. La ceinture inférieure affecte surtout les altitudes entre 1 500 Km et 5 000 Km, et la ceinture extérieure affecte ceux comprise entre 13 000 Km et 20 000 Km. Sur ce point toute une série de travaux est dévolue à ce problème où la microélectronique intègre des éléments de fiabilité avant et après la mise à poste. Le **single event upset** constitue le point majeur à développer dans ces travaux. Nous signalons à titre d'information que notre laboratoire est entrain de développer des travaux de recherches sur ce point avec une autre équipe.

On distingue quatre régions principales de mise en orbite des satellites :

- On distingue la zone LEO (Low Earth Orbit), entre la fin de l'atmosphère et la première ceinture de Van Allen, de 400 Km d'altitude.
- La zone MEO (Medium Earth Orbit), entre les deux ceintures de Van Allen de 5 000 Km à 13 000 Km d'altitude.
- La zone HEO (High Earth Orbit), dont l'apogée est au-delà des ceintures de Van Allen, mais qui, dans le cadre des orbites elliptique embrasse une plusieurs zones précédentes.
- La zone GEO (Geostationary Earth Orbit), qui pourrait se voir comme un particulier de HEO, pour les satellites géostationnaires, à une altitude de 35 786 Km.

Il n'est pas vraiment intéressant de placer un satellite en orbite elliptique dans la zone LEO, étant donné le peu de marge que l'on a (le demi-axe principal et le petit-axe sont alors tous deux compris entre 7 000 Km et 8 000 Km). Il reste la possibilité de les placer en orbite MEO, ou de leur faire franchir les ceintures de Van Allen, ce qui réduit la durée de vie des composants électroniques. En résumé, la classification de la figure II.2 peut être considérée. On note la signification particulière des termes MEO/HEO pour les orbites elliptiques. Les satellites de la

classe MEO ne franchissent (normalement) pas les ceintures de Van Allen, alors que ceux de la classe HEO le font presque systématiquement.

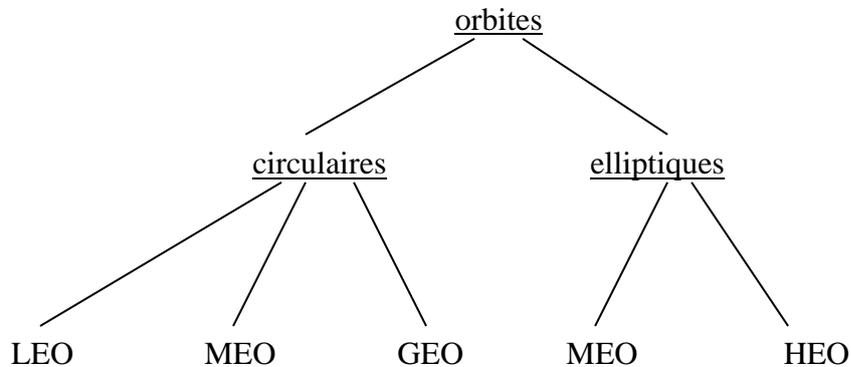


Figure II.2. Classification des différents types d'orbites exploitables.

II.3 COMMUNICATION AVEC LES SATELLITES DE LEO

I.3.1 COMPARAISON AVEC LES AUTRES SYSTEMES DE COMMUNICATION

Nous présentons dans les tableaux ci-dessous les caractéristiques des systèmes par satellite afin de tirer les avantages majeurs des satellites LEO[5][9] :

Paramètre	GEO	HEO	MEO	LEO	NOTES
Altitude	35786	----	5000-13000	400-1500	Km
Temps de propagation	250-280	300-320	110-130	20-25	ms
Changement Doppler	+/-1	+/-55	+/-100	+/-205	KHz pour $f_p=4-6\text{GHz}$
Saut du Doppler	Aucun	100	200	400	KHz
Période orbitale	24	12-24	6-12	1,5	(heure) Moyenne
Angle d'élévation	0-45	>55	>8	>8	Degrés
Couverture	34%	----	23,5%	2,5 à5%	De la surface de la terre

Tableau II.1 Caractéristiques des systèmes par satellites

Le premier avantage des satellites LEO que nous remarquons sur le tableau II.1. C'est bien le délai de transmission (temps de propagation), qui est très petit devant les autres types de satellites. Ainsi, que l'altitude basse présente beaucoup d'avantages contrairement aux satellites géostationnaires, qui ont un facteur d'affaiblissement très important : augmentation de 31dB entre 1000 et 36 000 Km, la puissance à fournir sera d'autant plus grande à bord du satellite. Les satellites LEO ne nécessitent pas l'emploi des lanceurs puissants pour la mise en orbite, est demandent des antennes simples pour la réception, avec un poids très réduit par rapport surtout aux satellites de type GEO (ce qui est un atout très motivant en question du coût pour les missions satellitaires).

Le tableau II.2 montre une comparaison détaillée surtout au niveau des terminaux et des antennes utilisés dans les systèmes GEO et LEO.

		GEO	LEO
Système	Fréquence Couverture Angle d'élévation Commutation de satellite	Bande ka, ondes millimétriques Couverture mondial à l'exception des pôles Supérieur à 5° Aucune	800MHz, bande L et bande S Couverture mondial avec les régions polaires 10-20 degrés peut être exigée
Satellite	Poids Traitement à bord Antenne à bord PIRE	Environ 1500 kg Nécessaire 10-30 mètres Haute	700 kg (IRIDIUM) Sophistiquée Au dessus de 5 mètres Basse
Terminal	Volume Antenne Contre-mesures contre le changement de Doppler	Terminal (handy) Directionnel avec dépistage Nécessaire (hautes fréquences)	Terminal (handheld) Omnidirectionnel sans dépistage Exigée (mouvement des satellites)
Notes	Radiodétection Faisceau de couverture	Exige deux satellites Fixe	Essentiellement approprié Mobile (IRIDIUM, environ 5km/s)
Exemples typiques		ACTS (USA), COMET (Japon)	IRIDIUM, Globalstar, ODYSSEY (USA)

Tableau II.2 Comparaison entre le système LEO et GEO

II.3.2 QUESTIONS PRELIMINAIRES DANS LES SYSTEMES PAR SATELLITE

LEO

La conception d'un système satellitaire est une tâche difficile et très compliquée. Elle prend plusieurs ans pour concevoir les différentes parties d'un système. Une large variété d'ingénieurs de beaucoup de domaine est impliquée dans le processus de la conception et pour un système satellitaire de communication, les ingénieurs électriciens sont inclus seulement dans un de ces domaines, tel que des électroniciens pour concevoir l'alimentation d'énergie et l'équipement électronique, des ingénieurs d'antenne pour la conception des transpondeurs et le traitement de propagation des ondes et des ingénieurs de réseau pour la conception de protocoles,. En plus des difficultés dans la conception générale des systèmes satellitaires, dans le cas de système LEO, quelques nouveaux problèmes arrivent. Dans Cette section nous avons discuté brièvement de quelques questions de conception préliminaires pour ces systèmes.

a)- Nombre et orbites exigés de satellites

Il est évident qu'un satellite à haute altitude peut fournir une large couverture qu'un satellite à basse altitude. Comme nous avons mentionné précédemment qu'un satellite géostationnaire peut couvrir environ le tiers du globe; donc, trois satellites sont suffisants pour la couverture mondiale. Par contre, un système par satellite LEO, exige des dizaines de satellites pour la couverture mondiale[10]. Dans cette section, nous avons calculé le nombre attendu de satellites et des orbites pour une couverture mondiale.

Pour calculer ces paramètres, assumez un satellite simple, comme illustré dans la figure II.3. On peut voir n'importe quel emplacement sur la terre d'un satellite par un angle, dite l'angle d'élévation, dénoté par θ . Une valeur minimum de cet angle, dénoté par θ_{\min} , définit les limites de l'aire(zone) de services d'un satellite. À cause de la forme sphérique de la terre et les obstacles naturels, comme les montagnes, n'importe quel emplacement avec un angle d'élévation inférieur à θ_{\min} ne peut pas être vue par le satellite, Donc une communication fiable ne peut pas être réalisé dans des angles d'élévation très bas. Pour un satellite simple, l'empreinte circulaire du satellite c'est leur zone de services, ce qui signifie que n'importe quel utilisateur placé dans le segment sphérique de la terre sous l'angle d'élévation θ_{\min} peut être entretenue (servi)par le satellite.

Les limites réelles de la zone de services d'un satellite sont déterminées selon les paramètres, comme le nombre de satellites et des orbites dans un système satellitaire.

Selon une mathématique simple, nous pouvons trouver la mesure de l'empreinte d'un satellite selon θ_{\min} et leur altitude, h . Alors, par les relations géométriques montrés dans la figure II.3, on peut donner l'angle d'empreinte α de la demi cote mesurée au centre de la terre par :

$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{R}{R+h} \cos \theta_{\min} \right) - \theta_{\min} \quad \text{II.1}$$

Où R est la valeur moyenne du rayon de la terre, environ 6 378 km.

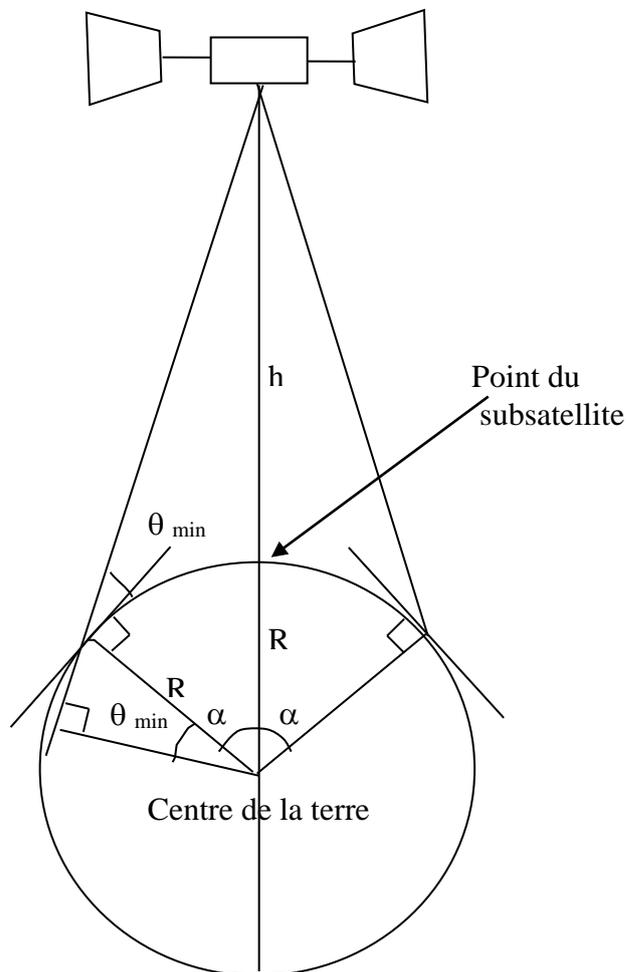


Figure II.3 Couverture d'une surface sur la terre

Maintenant, nous pouvons employer la valeur de α donnée par la relation II.1 pour calculer une limite inférieure pour le nombre nécessaire de satellites. Pour couvrir la surface entière de la terre, les empreintes des satellites doivent se chevaucher. Sans assumer n'importe quelle constellation spécifique et trouver le nombre minimum de satellites pour la couverture mondiale, considérez la plus grande empreinte possible effective d'un satellite comme le plus grand hexagone inscrit dans l'empreinte montré dans la figure II.4. Chaque hexagone consiste en six cotes identiques formant des triangles sphériques, chacun avec un angle central de 60 degrés et deux angles identiques ψ à la périphérie des empreintes. Considérant la forme sphérique de la terre (que l'on ne voit pas bien dans la figure), la relation de l'angle ψ est donnée par :

$$\tan\psi = \frac{\frac{1}{2}\sqrt{3}\alpha}{\frac{1}{2}\alpha\cos\alpha} = \frac{\sqrt{3}}{\cos\alpha} \quad \text{II.2}$$

Si σ dénote l'excès sphérique des triangles, égal à

$$\sigma = 2\psi - 2\pi/3 \quad \text{II.3}$$

Alors, on donnera la surface de l'hexagone

$$A_{hex} = 6R^2\sigma \quad \text{II.4}$$

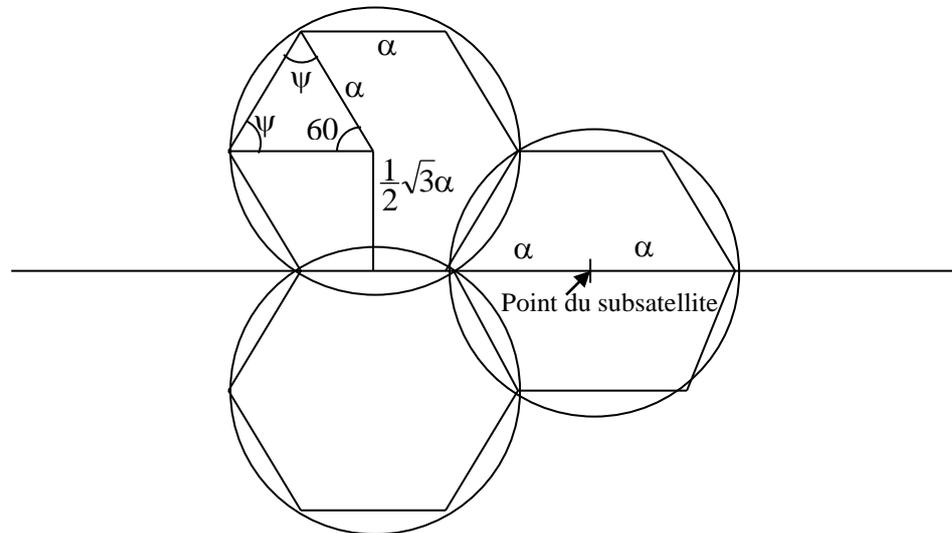


Figure II.4 Relations géométriques de l'hexagone inscrit dans l'empreinte pour une couverture mondiale

Donc, avec le scénario montré dans la figure II.4, a un moindre n des satellites qui sont nécessaire pour couvrir la surface entière du globe, où n est donné par :

$$n = \frac{4\pi R^2}{A_{hex}} = \frac{\pi}{3\psi - \pi} \quad \text{II.5}$$

Figure II.5 tracent le nombre minimum exigé de satellites pour la couverture globale avec des différents angles d'élévation minimum. La figure montre aussi le nombre de satellites qui est proposé par quelques systèmes LEO et GEO. Le système IRIDIUM, a 66 satellites à une altitude de 780 km, avec un angle d'élévation minimum de 8.2 degrés. GLOBALSTAR et l'ODYSSEE ont 48 satellites (à altitude de 1,400 km) et 12 satellites (à altitude de 10,400 km) avec 20- et 30-degrees des angles d'élévation minimums, respectivement[9].

Comme on peut voir dans la figure II.5, le nombre de satellites dans les constellations GLOBALSTAR et ODYSSEE est légèrement plus grand que la valeur que nous avons obtenue. D'autre part, le nombre de satellites dans le système IRIDIUM est beaucoup plus grand que la valeur que nous avons calculé (voir annexe 1).

Une raison serait la supposition de minimum de chevauchement entre les empreintes des satellites tirer de II.5. Comme dans le cas du système IRIDIUM, où il y a beaucoup de chevauchement entre les zones de services, pour assurer des communications plus fiables.

L'analyse présentée ici du nombre minimum de satellites pour une couverture mondiale peut être suffisante, par exemple, dans le système par satellite GEO dans lequel les satellites sont dans le plan de l'équateur et parfaitement équi espacés. Dans une situation réelle, les orbites ne peuvent pas en général maintenir (entretenir) une telle géométrie, parce que l'axe naturel de symétrie est l'axe de rotation de la terre. Ainsi, une analyse plus compliquée est nécessaire.

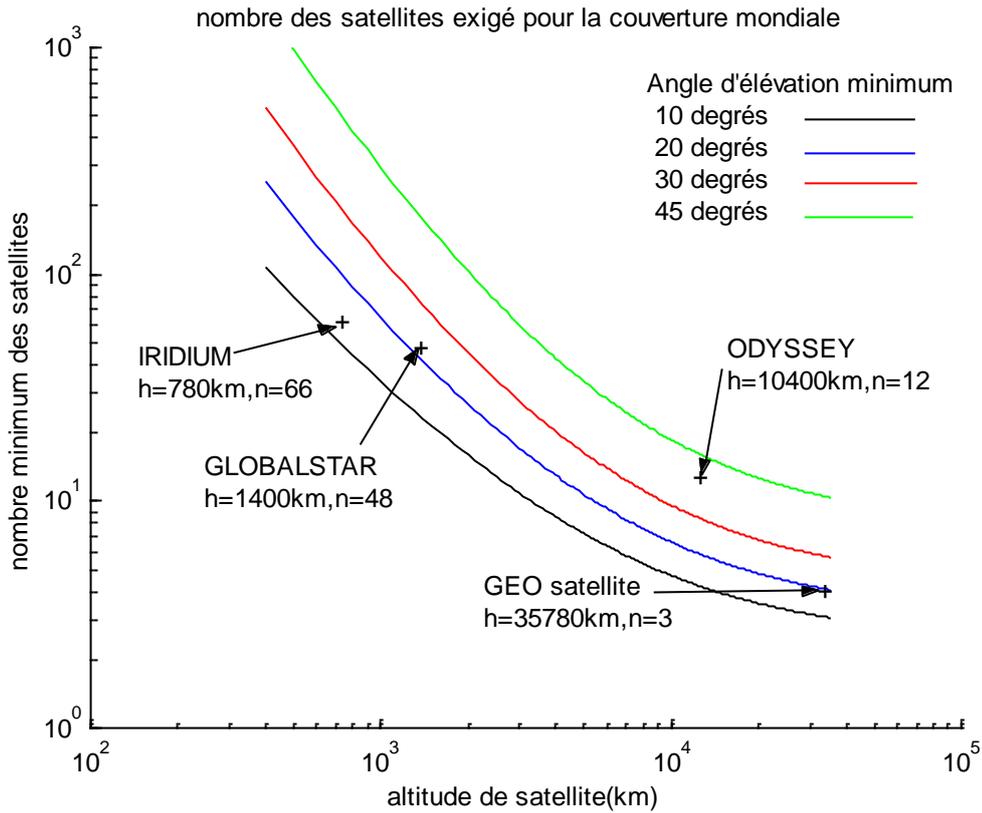


Figure II.5 Nombre minimum exigé des satellites pour une couverture mondiale avec les différents angles d'élévation minimum θ_{min}

Pour des systèmes par satellite mobile, en plus du nombre minimum de satellites, les orbites minimum de ces satellites doivent aussi être déterminées. Pour déterminer le nombre exigé d'orbites, nous considérons la couverture d'un satellite sous l'équateur[5][11]. Une tel situation est montré dans la figure II.4. Alors, sur la condition d'au moins deux satellites dans chaque orbite, chaque orbite couvrirait $3R\alpha$ de l'équateur. De là, on donne le nombre minimum d'orbites pour une couverture mondiale.

$$m = \left\lceil \frac{2\pi}{3\alpha} \right\rceil \tag{II.6}$$

Où $\lceil x \rceil$ dénote l'entier le plus petit supérieur ou égal de x . On montre le nombre minimum d'orbites pour des différentes altitudes dans la figure II.6. On peut voir que les résultats obtenues sont très proche des valeurs proposées par des systèmes LEO et MEO.

Pour un système par satellite utilisant des orbites polaires, comme IRIDIUM, on peut donner une estimation plus réaliste du nombre exigé de satellites dans chaque orbite.

$$k = \left\lceil \frac{2\pi}{\sqrt{3}\alpha} \right\rceil \tag{II.7}$$

Qui aboutit à un nombre total de satellites $m*k$. Par exemple, pour un angle d'élévation de 8,2 degrés de IRIDIUM, nous avons $m=6$ et $k=11$, qui sont les paramètres de conception proposés par Motorola. Il est remarquable que quelques propositions commerciales de systèmes par satellite grand-LEO considèrent le plus grand nombre de satellites et d'orbites que les minimum exigences présentées ici, faire plus qu'un satellite visible à chaque utilisateur de la terre à n'importe quel instant. Bien que cela augmente le coût du système, il comprend aussi quelques avantages, comme la simplification du processus « hand-off » qui représente le mouvements d'utilisateur dans une zone de service d'un satellite à une autre zone de service et la diminution de l'effet de l'ombre des obstacles dans la ligne de vue d'un satellite et un utilisateur.

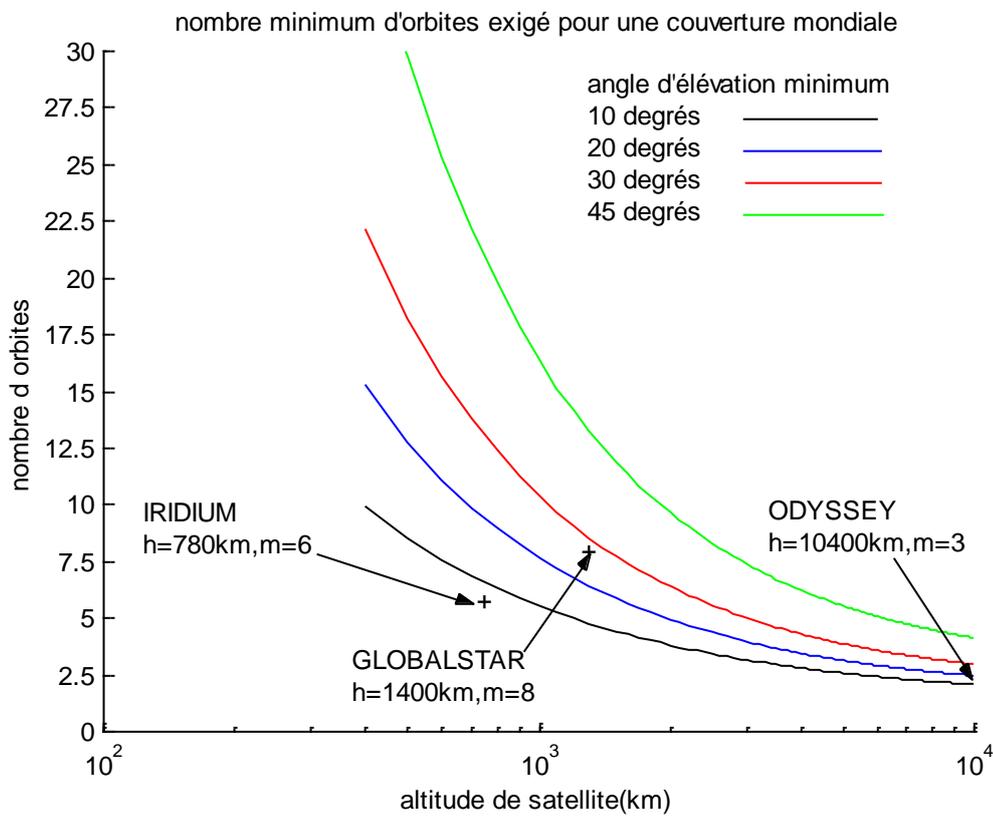


Figure II.6 Nombre minimum exigé d'orbites pour une couverture mondiale avec les différents angles d'élévation minimum θ_{min}

b)- « commutation de lien » [5]: « hand-off »

Dans les systèmes cellulaires de communication mobile terrestre, quelques stations de base fixes et un grand nombre d'utilisateurs mobiles (portables) sont impliquées. L'aire de services d'une station de base est limitée dans un secteur où le niveau de puissance du signal transmis/ reçu par cette station de base est plus haut qu'une valeur acceptable. Dans la première génération des systèmes cellulaires avec les émetteurs de hauts puissances aux stations de base et les grands terminaux utilisateurs, l'aire de services de chaque station de base était un cercle avec un rayon sur l'ordre de 2 km. Dans les systèmes cellulaires récents, appelés des systèmes micro-cellulaires ou pico-cellulaires, le rayon est réduit à plusieurs centaines de mètres.

Quand un utilisateur mobile pendant une connexion active quitte la zone de service d'une station de base et entre dans la zone de service d'une autre, quelque mécanisme doit commuter de l'ancienne connexion à la nouvelle connexion sans aucune interruption. Ces mécanismes, mentionnés comme des protocoles « hand-off », ont été étudiés largement pour des systèmes cellulaires dans les dernières années.

Il est évident, quand l'aires de services devient plus petit, le nombre des « hand-off » augmentent. Par exemple, dans le système pico-cellulaires Japonais. PHS (Qui a un grand nombre de petites stations de base, chacun a une zone de services avec un rayon de 100-500 m), il y aurait beaucoup « hand-off » pendant une appel typique de 3 minutes. Bien sûr la probabilité de changer la connexion avec la stations de base pendant une appel est liée à la vitesse de l'utilisateur mobile. Dans un système cellulaire avec des utilisateurs mobiles à hautes vitesse, la probabilité est très haute. Dans un système dans lequel les utilisateurs sont beaucoup plus des piétons, comme dans le cas de PHS, la probabilité est assez basse. La mesure habituelle de performance dans les réseaux téléphoniques fixes bloque la probabilité, c'est-à-dire la probabilité avec laquelle un utilisateur veut faire une connexion à une destination désirable, est refusé à cause de la perte d'un canal inoccupé dans le système. Dans un système de téléphonie mobile, en plus de cette mesure, nous avons une nouvelle mesure liée au « hand-off ». Parfois cette nouvelle mesure est attribuée au (nombre moyen de « hand-off » dans une appelle typique de 3-minutes) ou le taux de « hand-off ».

Un protocole idéal « hand-off » doit être inaperçus aux utilisateurs, qui ne doivent pas sentir le changement de connexion à une nouvelle station de base. Si le nombre de « hand-off » a augmenté, la probabilité d'interrompre la connexion pourrait être augmentée à des valeurs inacceptables à cause des protocoles non-idéaux.

Dans le cas des systèmes par satellite LEO, les stations de base (c'est-à-dire, les satellites) sont en mouvement, et tout utilisateurs mobiles ou fixes apparaît sur le terrain presque comme des utilisateurs fixes, à cause de la haute vitesse des satellites. Dans ce cas, le scénario est semblable à celui des systèmes cellulaires existants; la seule différence est que la mobilité des utilisateurs dans le système cellulaire est remplacée par la mobilité des stations de base dans le système par satellite LEO. Par exemple, un satellite LEO à l'altitude de 800 km dans une orbite qui exige environ 100 minutes pour faire le tour de la terre. Dans une telle situation la plus grande période de visibilité d'un satellite par rapport à un utilisateur donné (selon l'angle d'élévation minimum) serait environ dix minute ou moins. Donc, il y aurait la nécessité de changer la connexion entre l'utilisateur et les satellites. Si une empreinte d'un satellite est divisée en cellules plus petites, alors, en plus du « hand-off » entre les satellites, un « hand-off » entre les cellules de l'empreinte de satellite serait aussi défini.

Un mécanisme simple de « hand-off » est d'habitude employé dans les systèmes cellulaires et serait applicable dans les systèmes par satellite LEO, on a deux limites de seuil l'un supérieure , l'autre inférieure sur les puissances des signaux reçus des utilisateurs. Les stations de base contrôlent continuellement la puissance des signaux reçus des utilisateurs sur le lien montant. Quand le niveau de puissance d'un utilisateur connecté à une station de base, donne des chutes au-dessous de la limite supérieure, les stations de base supposent que l'utilisateur se déplace à une zone de services suivante. En même temps, la station de base de la nouvelle zone de services sens aussi la puissance reçu de cet utilisateur au-dessus de la limite inférieure. Dans le cas d'un système par satellite LEO avec un assez grand nombre de satellites, quelques secteurs seraient généralement couverts par deux ou plus de satellites en même temps; le « hand-off » peut alors avoir lieu lorsque un utilisateur est placé dans de tels secteurs.

Les connexions entre les satellites, que l'on peut fournir par des stations terriennes ou des liens inter-satellites, ont un rôle dominant pour fournir un « hand-off » fiable et couronné de succès sans aucune appel sensible interrompu.

c)-Liens inter-satellites

✓ *Lien avec les stations passerelles* : Ces stations sont installées sur des sites terrestres en compagnie, et équipées d'antennes paraboliques de grande taille (plusieurs mètres de diamètre), pour but à tant contrôler la trajectoire des satellites qu'à collecter l'information ou encore ouvrir une voie de passage vers d'autres réseaux lorsque cela est nécessaire.

De nombreux satellites, en particulier, se comportent comme des « miroirs » en anglais « *bent-pipe* » : ils redirigent toute l'information collectée vers la station passerelle. Il s'agit alors de fournir autant de bande passante pour le lien avec la passerelle que pour les liens avec les utilisateurs terminaux. Cette inconvénient à donner l'idée de réaliser un acheminement aussi précis que possible dans les airs, et donc d'utiliser des liens inter-satellites (LIS).

✓ *LIS mobiles* : les liens inter-satellites mobiles ont en générale pour but de connecter les satellites de proche en proche, afin de constituer un réseau mondial indépendant du système terrestre. Nous nous placerons ici dans le contexte devenu très classique de lien entre satellites sur orbite circulaire de même altitude, dans le cadre d'une constellation. Ils sont en général de deux types : intra- et inter-orbitaux[1].

□ Les liens intra-orbitaux : ces liens relient deux satellites successifs de la même orbite. Ils sont en général statique. Certains systèmes prévoient de connecter non seulement les satellites voisins, mais également les voisins des voisins, formant ainsi une topologie plus complexe.

□ Les liens inter-orbitaux : ces liens sont nécessairement mobiles. Il est facile de voir que deux orbites circulaires de même altitude se croisent nécessairement en un point, et ce passage met nécessairement à mal la direction du lien inter-satellites.

On pourrait classer les solutions à ce jour en deux catégories :

-tout d'abord les liens permanents résolvent le problème en décalant de manière très sensible les satellites, de sorte que le passage à l'intersection se fait de manière nettement décalée.

L'un des satellites peut alors suivre l'autre « en avant », alors que lui même est suivi « en arrière ». plus le décalage est grand, moins il est difficile de suivre le satellite, mais moins le lien est « efficace » : en effet, sa direction devient alors parallèle à celle des liens intra-orbitaux, et cela peut mener à de nombreux sauts de satellite à satellite pour atteindre un point donné du globe. Inversement, un petit décalage impose au suivi du satellite un angle très large d'activité, ce qui est soit impossible technologiquement, soit très éprouvant pour les équipements.

- Une autre solution consiste alors à mettre des liens alternés (figure II.7)[1]: le satellite B, connecté à A, utilise la partie gauche de son équipement pour sa liaison avant le croisement. Il utilise ensuite la partie droite. Un autre satellite, C sur la figure emploie les équipements laissés vacants par A. on constate que l'angle de balayage requis est nettement diminué pour obtenir une meilleure directivité, quasiment perpendiculaire aux liens intra-orbitaux. On note cependant que cette technique impose une coupure de transmission lors de ce changement de bord. En pratique, les liens ne sont pas perpendiculaire aux liens intra-orbitaux pour des questions de couverture. Une suite de liens inter-orbitaux se dessine donc en « W » le long de la constellation.

En conclusion, les liens sont d'autant plus efficaces qu'ils sont parallèles aux latitudes, et le fait de pouvoir joindre l'orbite voisine de l'orbite voisine semble être un facteur déterminant pour réduire le nombre de liens (et donc de transits au sein des satellites) nécessaire à l'acheminement d'une communication.

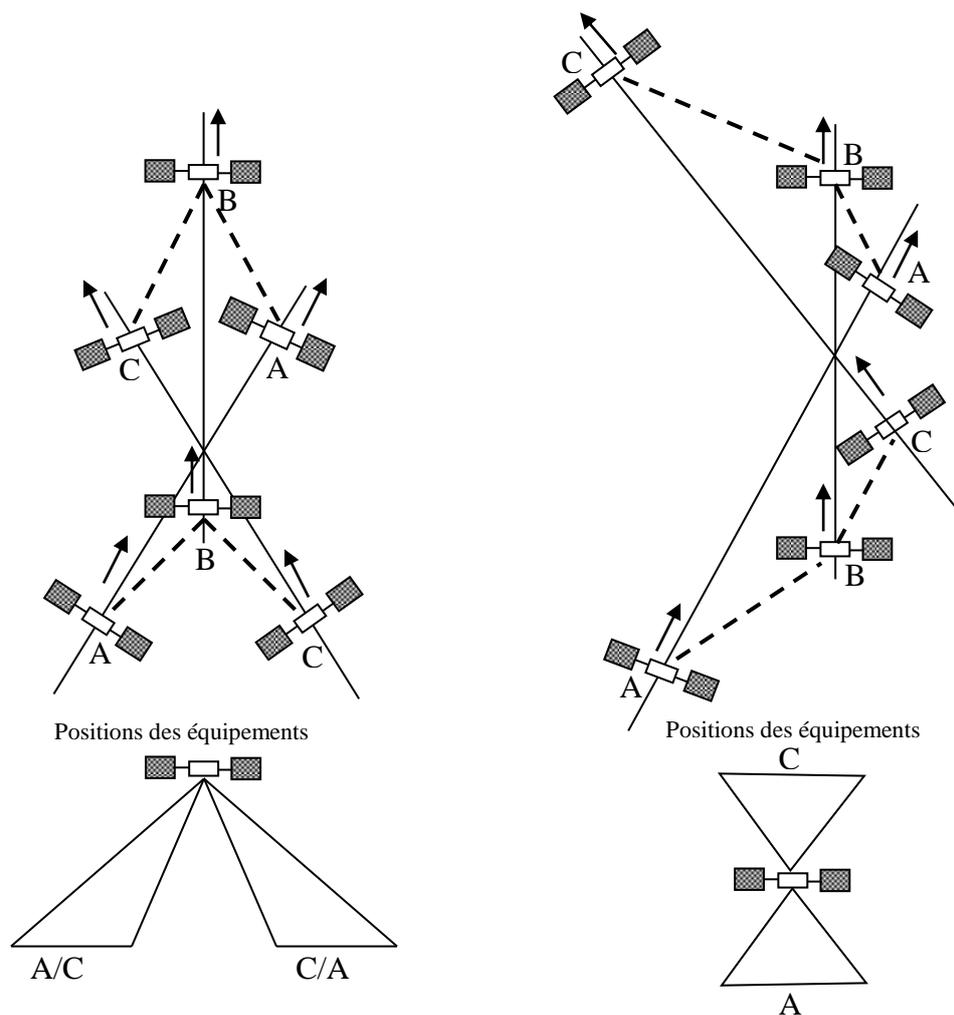


Figure II.7 Mise en œuvre des liens inter-satellites mobiles pour des orbites circulaires de même altitude.

II.4 EFFET DOPPLER

II.4.1 DEFINITION

L'effet Doppler est un phénomène physique découvert par le physicien autrichien Christian Doppler en 1842. C'est un phénomène que l'on rencontre presque tout les jours. Par exemple, on pourra expliquer grâce à cette effet pourquoi la sirène d'une ambulance paraît plus aiguë lorsqu'elle s'approche d'un observateur et plus grave si elle s'éloigne de lui. De la même façon, on pourra expliquer pourquoi une voiture de la formule 1 qui passe près de nous a un son strident, voir aiguë, et lorsqu'elle s'éloigne, la hauteur du son semble décroître.

L'effet Doppler est un phénomène assez courant sans qu'on le sache[12]. Mais il peut avoir des applications moins courantes, par exemple en astronomie ou en médecine. En astronomie, on pourra mesurer le mouvement relatif entre la terre et une étoile, grâce au décalage du spectre lumineux émis par l'étoile.

En médecine, on pourra calculer la vitesse du sang dans les vaisseaux.

II.4.2 PRINCIPE DE L'EFFET DOPPLER

Supposons que je vous envoie des balles à intervalle régulier, de temps que nous noterons T_{em} et qui constitue la période du phénomène, telle que je la mesure à l'émission. La vitesse des balles sera notée c de sorte que la distance entre deux balles ($c \times T_{em}$ la longueur d'onde du phénomène périodique) est égale à cT_{em} .

Cas ou l'observateur est en mouvement

Si vous vous éloignez de moi dans la même direction que les balles (avec une vitesse qualifiée de « radiale »), vous allez cependant recevoir ces balles à une cadence inférieure car chaque balle aura à parcourir, du fait de votre éloignement, une distance supérieure à la longueur du trajet effectué par la balle qui la précède.

La distance supplémentaire qu'une balle doit parcourir par rapport à la précédente est la distance que vous allez couvrir (vous, le récepteur) dans l'intervalle de temps qui sépare la réception de la première balle et la réception de la deuxième. Nous conviendrons d'appeler T_{rec} cet intervalle de temps, lequel constitue la période du phénomène telle que vous l'observez en réception.

Ecrivons alors que la distance totale parcourue par la deuxième balle pendant le temps T_{rec} à la vitesse c est la somme de la distance qu'elle aurait parcourue si vous étiez resté au repos et de la distance que vous avez parcourue réellement à la vitesse v . algébriquement nous écrivons :

$$c T_{rec} = c T_{em} + v T_{rec} . \quad \text{II.8}$$

Nous déduisons :

$$T_{rec} = T_{em} / [1 - (v/c)] . \quad \text{II.9}$$

La vitesse peut être positive (vous vous éloignez comme dans le raisonnement) ou négative (dans ce cas vous vous rapprochez). On constate que si vous vous éloignez à une vitesse supérieure à la vitesse des balles c , vous ne recevez plus aucune balle (algébriquement, T_{rec} tend vers l'infini quand v tend vers c et si v augmente encore la formule II.9 n'a plus de sens).

Cas ou la source est en mouvement

Supposons que ce soit moi maintenant qui me déplace, en m'éloignant de vous à la vitesse v . les balles seront plus espacées les un des autres car pendant le temps T_{em} qui sépare deux lanceurs, j'aurai reculé de la distance $v T_{em}$. Cette quantité mesure l'accroissement de l'intervalle entre les balles, lequel passera donc de $c T_{em}$ à $(c+v) T_{em}$, quantité qui représente la nouvelle longueur d'onde du phénomène $c T_{rec}$. Comme dans le cas précédent, continuons à raisonner sur la période T_{rec} du phénomène, qui devient (temps=distance sur vitesse) :

$$T_{rec} = T_{em} (c+v) / c \quad \text{II.10}$$

Ou

$$T_{rec} = T_{em} [1+(v/c)] \quad \text{II.11}$$

L'effet Doppler est l'effet décrit par les formules II.9 et II.11. Il correspond au changement de période (et donc de fréquence, la fréquence étant l'inverse de la période)que subit un phénomène périodique quelconque (onde sonore, onde lumineuse, etc.) lorsque la distance entre l'émetteur et le récepteur varie. En astronomie on s'intéresse au changement de fréquence de la lumière lorsque l'astre émetteur s'éloigne (cas fréquent, d'ou la convention du signe adoptée) ou se rapproche.

Cas ou les deux sont en mouvement

Si l'on tient compte des effet relativistes, les formules II.9 et II.11 sont à modifier et conduisent à une seule formule, symétrique par rapport et au récepteur, de sorte qu'il n'est plus besoin de préciser qui se déplace (ce qui est rassurant en relativité puisque celle-ci a précisément été conçue dans ce but). Nous savons d'après les lois de la relativité que les horloges ralentissent dans le repère en mouvement, ce que rend les temps mesurés plus courts du fameux facteur $[1-(v/c)^2]^{1/2}$ par rapport au repère immobile. En introduisant ce facteur dans la formule II.9 pour le temps T_{rec} correspondant au repère en mouvement (le récepteur) et dans la formule II.11 pour le temps T_{em} (c'est l'émetteur qui est en mouvement), on aboutit à la formule unique.

$$T_{rec} = T_{em} (1+\beta) / (1+\beta^2)^{1/2} \quad \text{II.12}$$

$$\text{Ou } \beta = v/c \quad \text{II.13}$$

En utilisant maintenant la longueur d'onde du rayonnement, on peut écrire le rapport de la longueur d'onde reçue λ_{rec} à la longueur d'onde émise λ_{em} comme :

$$\lambda_{rec} / \lambda_{em} = (1+\beta) / (1+\beta^2)^{1/2} \quad \text{II.14}$$

Lorsque la vitesse relative de déplacement de la source et du récepteur est petite par rapport à la vitesse de la lumière, c'est-à-dire lorsque $\beta \ll 1$, le facteur Doppler peut se calculer pratiquement par la formule plus connue.

$$\lambda_{rec} / \lambda_{em} = 1 + \beta \quad \text{II.15}$$

équivalente à

$$\Delta\lambda = \beta = v/c \quad \text{II.16}$$

ou $\Delta\lambda$ est le décalage en longueur d'onde.

II.4.3 LES APPLICATIONS DE L'EFFET DOPPLER

a)- APPLICATION EN MEDECINE

Le Doppler est utilisé en médecine pour calculer la vitesse du sang à l'intérieur des vaisseaux sanguins. Il se base sur les ultrasons.

Comment sa fonctionne

C'est un examen qui se fait sans mal. On place une sonde à ultrasons, qui se présente sous la forme d'un stylo, sur la zone à explorer, et on glisse sur la peau en suivant le trajet du vaisseau à étudier. On émet des ultrasons dans le sang . ils sont ainsi renvoyés par effet Doppler à la sonde, ou ils émettent des sons qui varie selon la vitesse du sang. On peut ainsi étudier la vitesse de circulation du sang et détecter des anomalies grâce à l'écoute ultrasons.

Par exemple on pourra entendre un changement de tonalité de l'appareil à ultrasons, ce qui traduira une anomalie de la circulation sanguine. Par conséquent, on pourra détecter grâce à ce procédé une modification anormale de la vitesse sanguine, ce qui pourra être la conséquence d'une modification du calibre d'un vaisseau.

Cet appareil est utilisé au niveau artériel (artères cérébrales et artères des membres), afin de détecter des occlusions ou des rétrécissements du calibre, et niveau veineux, une phlébite[13].

b)- L'EVOLUTION DU RADAR DOPPLER

Le radar

Le radar, contraction de **RA**dio **D**etection **A**nd **R**anging, a été mis au point juste avant la deuxième guerre mondiale pour détecter et repérer les avions ennemis à de longues distances. Au début, les tempêtes constituaient une nuisance et masquaient des données précieuses.

Toutefois, lorsque les prévisionnistes ont eu bien assimilé cette technologie, les tempêtes sont devenues l'objet d'investigations radar.

Le radar météorologique

Aujourd'hui, les radar météorologiques peuvent détecter et suivre des nuages évoluant à une distance 200 à 400 Km. Ils permettent de mesurer l'intensité de la pluie et de la neige, et ce qui est important, ils aident les prévisionnistes météorologiques à identifier, à l'avance, les tempêtes violentes susceptibles de mettre en péril la vie et les biens des gens.

Les radar météorologiques émettent de l'énergie micro-ondes en courtes impulsions, qui peuvent être focalisées en un faisceau conique étroit qui balaye l'atmosphère, à partir d'une antenne qui tourne lentement. Le faisceau traverse le brouillard et les nuages mais, lorsqu'il rencontre de la pluie, de la neige ou de particules de glace « de la grêle » une partie de l'énergie est réfléchi sous forme d'écho à l'antenne du radar. La quantité d'énergie reçue par l'antenne est proportionnelle à l'intensité des précipitations. Plus la pluie ou la neige est lourde, plus il y a d'énergie réfléchi vers l'antenne[12][13].

Comme la vitesse de déplacement des micro-ondes (qui est la vitesse de la lumière) et l'orientation de l'antenne sont connues, l'éloignement et la position de la précipitation par à l'émetteur radar peuvent être calculés, à partir des échos. Cette information sert à préciser le lieu de l'intensité de la précipitation dans la région couverte par le radar.

Le radar Doppler

Le radar météorologique doppler applique le même principe, sauf que dans ce cas, les objets détectés sont des gouttelettes d'eau et de neige dans une tempête. Au lieu de mesurer la vitesse d'un objet, le Doppler mesure la vitesse de millions de gouttelettes d'eau ou de neige. Il utilise des micro-ondes pour détecter les gouttelettes. Les caractéristiques physiques de l'onde sont consignées à l'émission, puis à nouveau, à la réception, après son rebondissement sur les gouttelettes. Par un procédé compliqué, la variation ou le décalage de fréquence du signal réfléchi permet de déterminer le mouvement de gouttelettes.

Chapitre III

**Algorithme de prédiction de la fréquence
Doppler dans les satellites LEO
(Algorithme d'Ali)**

III.1 INTRODUCTION

Pour les communications par satellite LEO ou MEO (altitude 500-10 000 km), les unités mobiles (terminales) ou les stations terrestres observent un Doppler significatif influant sur les liaisons de transmission. Le Doppler doit être estimé et compensé pour permettre une communication fiable.

La recherche précédente était principalement concentrée sur la méthodologie pour compenser le changement de Doppler, comme dans le cas d'une considération simple d'un satellite LEO circulaire dans le plan équatorial avec un Doppler observé à des points sur l'équateur. Ou le cas d'une recherche déterminant l'expression du temps d'évolution de l'angle d'élévation et du Doppler pour un satellite à orbite elliptique[14].

Dans cette partie nous caractérisons mathématiquement l'effet Doppler observé à des points sur la terre pour des satellites circulaires inclinés. Cette caractérisation permet l'évaluation paramétrique précise du Doppler.

III.2 CARACTERISATION DU DOPPLER

III.2.1 STRATEGIE D'ANALYSE

La première étape dans notre analyse est de déterminer une équation de la fréquence Doppler observée à un endroit donné de l'utilisateur terminal (UT) pour un angle d'élévation maximum. L'analyse est exécutée à partir des coordonnées du centre de la terre fixe (E.C.F) (*Earth Centred Fixed*) . Pour utiliser les lois du triangle sphérique c-à-d un triangle formé par des arcs de grands cercles, nous faisons la supposition dans les coordonnées ECF, l'orbite du satellite pendant la durée de la fenêtre de visibilité peut être rapproché par un arc de grand cercle(voir annexe 2).

Nous montrons que la courbe de Doppler est une fonction de la vitesse angulaire du satellite dans le système de coordonnées ECF.

Nous montrons alors que la variation de la vitesse angulaire du satellite dans ECF est très petite ($< 3\%$) pour la plupart des satellites LEO et MEO à orbite circulaire, par conséquent nous pouvons l'approcher par une constante, cette approximation implique que la courbe S de Doppler observée par l'UT ne dépend que de l'angle d'élévation maximum et indépendante de la position de l'UT, nous obtenons après, une équation de la durée de la fenêtre de visibilité pour un angle d'élévation maximum donné.

Notre analyse est basée sur deux approximations :

- 1- Pendant la durée de la fenêtre de visibilité, le segment de l'orbite satellite peut être rapproché par un arc d'un grand cercle.
- 2- La variation de la vitesse angulaire du satellite dans le système ECF est petite et on peut la considérer comme constante.

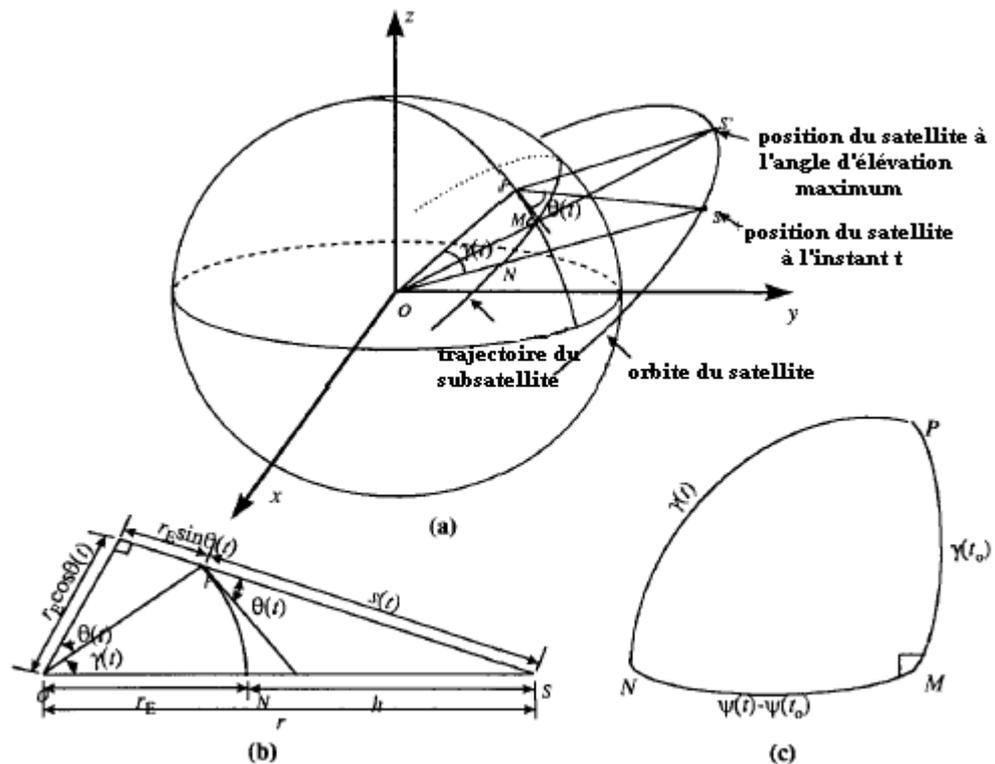


Figure III.1 La géométrie d'un satellite pendant la durée de visibilité à la position P sur la terre

III.2.2 L'EQUATION DE DOPPLER

Considérons la géométrie de la figure III.1.a. Le système de coordonnées est dans le système ECF.

P : représente l'endroit de l'UT qui observe un angle d'élévation maximum θ_{\max} .

Le segment du trajectoire du sub-satellite « sub-satellite plot » est montré dans la figure ci-dessus le long du segment de l'orbite satellite.

M : est le point du sub-satellite à l'instant où l'(UT) observe le maximum d'angle d'élévation.

En réalité dans le système ECF l'orbite du satellite n'est pas un arc d'un grand cercle dû à la rotation de la terre autour de son axe. Cependant, la fenêtre de visibilité à un point sur la terre pour le satellite LEO est petite devant la période orbitale[15]. Par exemple, pour une orbite circulaire, altitude 1000 km, le maximum de la durée de la fenêtre de visibilité est inférieur de 14 minutes tandis que la période orbitale est de 1,75 heures. Dans ce cas la déviation de l'orbite du satellite peut être approchée par un arc d'un grand cercle.

S(t) est déterminée par la loi du triangle oblique SOP :

$$S(t) = \sqrt{r_E^2 + r^2 - 2r_E r \cos\gamma(t)} \quad \text{III.1}$$

La dérivée de S(t) est :

$$\dot{S}(t) = \frac{r_E r \sin\gamma(t) \cdot \dot{\gamma}(t)}{\sqrt{r_E^2 + r^2 - 2r_E r \cos\gamma(t)}} \quad \text{III.2}$$

Où

t_0 : dénote le temps quand l'UT observe le maximum d'angle d'élévation

$\psi(t)$ dénote l'angle central de satellite le long de trajectoire du sub-satellite

A partir de la loi du cosinus appliquée au triangle droit MNP (figure III.2.c) :

$$\begin{aligned} \cos\gamma(t) &= \cos(\psi(t) - \psi(t_0))\cos\gamma(t_0) + \sin(\psi(t) - \psi(t_0))\sin\gamma(t_0)\cos 90 \\ &= \cos(\psi(t) - \psi(t_0))\cos\gamma(t_0) \end{aligned} \quad \text{III.3}$$

Par dérivation de l'expression ci-dessus :

$$\sin\gamma(t)\dot{\gamma}(t) = \sin(\psi(t) - \psi(t_0))\cos\gamma(t_0)\dot{\psi}(t) \quad \text{III.4}$$

Nous remplaçons III.4 dans III.2 :

$$\dot{S}(t) = \frac{r_E r \sin(\psi(t) - \psi(t_0)) \cos\gamma(t_0) \dot{\psi}(t)}{\sqrt{r_E^2 + r^2 - 2r_E r \cos(\psi(t) - \psi(t_0)) \cos\gamma(t_0)}} \quad \text{III.5}$$

En outre, pour la figure III.2.b, l'angle central à l'époque de l'angle d'élévation maximum :

$\theta(t_0) = \theta_{\max}$, satisfait :

$$\cos(\theta_{\max} + \gamma(t_0)) = \frac{r_E}{r} \cos\theta_{\max} \quad \text{III.6}$$

$$\Rightarrow \gamma(t_0) = \cos^{-1}\left(\frac{r_E}{r} \cos\theta_{\max}\right) - \theta_{\max} \quad \text{III.7}$$

Maintenant $\dot{\psi}(t)$ est la vitesse angulaire du satellite dans ECF, par conséquent $\dot{\psi}(t) = \omega_F(t)$

Où

$\omega_F(t)$ est la vitesse angulaire du satellite dans les coordonnées (ECF)

Nous remplaçons dans l'équation III.5 et avec la notation Doppler normalisée

$\left(\frac{\Delta f}{f}\right)$ est donné par $-\dot{S}(t)/c$ où c est la vitesse de la lumière, nous obtenons :

$$\frac{\Delta f}{f} = -\frac{1}{c} \frac{r_E r \sin(\psi(t) - \psi(t_0)) \cos\left(\cos^{-1}\left(\frac{r_E}{r} \cos\theta_{\max}\right) - \theta_{\max}\right) \omega_F(t)}{\sqrt{r_E^2 + r^2 - 2r_E r \cos(\psi(t) - \psi(t_0)) \cos\left(\cos^{-1}\left(\frac{r_E}{r} \cos\theta_{\max}\right) - \theta_{\max}\right)}} \quad \text{III.8}$$

De l'expression ci-dessus, nous constatons que le Doppler normalisé est une fonction de l'angle d'élévation maximum et de la vitesse angulaire $\omega_F(t)$ du satellite dans les coordonnées ECF.

III.2.3 VITESSE DU SATELLITE

Dans le système (ECI) «le centre d'inertie de la terre», la vitesse angulaire est constante. Cependant, dans le système (ECF) elle varie avec la latitude due à la rotation de la terre.

Notons par r le rayon de l'orbite du satellite, notons aussi que pour $t = 0$, le point du sous satellite est à l'intersection du méridien Greenwich et de l'équateur, c-à-d la latitude et la longitude du point du sous-satellite est 0° , i représente l'inclinaison de l'orbite.

La vitesse angulaire dans les coordonnées ECI est notée ω_s , la vitesse tangentielle correspondante est notée par v_s .

Les coordonnées x , y et z de v_s sont :

$$v_{s,x} = -|v_s| \sin \omega_s t$$

$$v_{s,y} = |v_s| \cos(\omega_s t) \cos i$$

$$v_{s,z} = |v_s| \cos(\omega_s t) \sin i$$

III.9

Pour obtenir des expressions de la vitesse de satellite dans les coordonnées ECF, deux étapes de transformation des expressions ci-dessus sont nécessaires. La première étape est d'expliquer la rotation de la terre pendant le temps t , la transformation pour ceci est la rotation autour de l'axe z par $-\omega_E t$ où ω_E est la vitesse angulaire de la terre. La deuxième étape est d'expliquer la vitesse due à la rotation de la terre. Ceci dépend de latitude et de longitude du point du sous-satellite désignées respectivement par T_S et G_{SF} (l'indice F signifie les coordonnées ECF).

Les composantes (x, y, z) de v_F sont données par :

$$\begin{bmatrix} v_{F,x} \\ v_{F,y} \\ v_{F,z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \omega_E t & \sin \omega_E t & 0 \\ -\sin \omega_E t & \cos \omega_E t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{s,x} \\ v_{s,y} \\ v_{s,z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -r \omega_E \cos T_S(t) \sin G_{SF}(t) \\ r \omega_E \cos T_S(t) \sin G_{SF}(t) \\ 0 \end{bmatrix} \quad \text{III.10}$$

De la géométrie sphérique en utilisant les lois trigonométriques :

$$\sin T_S(t) = \sin i \cdot \sin \omega_s t$$

$$\cos \omega_s t = \cos G_{SI}(t) \cdot \cos T_S(t)$$

III.11

Où

$G_{SI}(t)$ est la longitude du satellite dans ECI.

La relation entre $G_{SI}(t)$ et $G_{SF}(t)$ est :

$$G_{SF}(t) = G_{SI}(t) - \omega_E t \quad \text{III.12}$$

Après calcul v_F sera :

$$|v_F(T_S)|^2 = |v_S|^2 + r^2 \omega_E^2 \cos^2(T_S) - 2r\omega_E |v_S| \cos i \quad \text{III.13}$$

Il est intéressant de noter que $|v_F|$ est fonction, seulement, de latitude du point du sous satellite.

Nous observons également que l'expression ci-dessus fournit des résultats prévus pour des valeurs de $T_S = 0$ et $T_S = i$:

$$|v_F(0)|^2 = |v_S|^2 + r^2 \omega_E^2 - 2r\omega_E |v_S| \cos i \quad \text{III.14}$$

$$|v_F(i)| = |v_S| - r\omega_E \cos i \quad \text{III.15}$$

$|v_F(0)|$ est obtenue en utilisant la loi de cosinus avec $T_S = i$, le satellite est au point de la latitude la plus élevée et par conséquent, la vitesse due à la rotation de la terre est dans la direction opposée de la vitesse tangentielle du satellite.

Numériquement la variation absolue de la vitesse du satellite dans ECF est très petite. Pour une orbite d'inclinaison 60° et 500km d'altitude, $|v_F(0)| = 7,3747$ km/s et $|v_F(60^\circ)| = 7,3619$ km/s.

Le pourcentage de la variation de $|v_F|$, en respectant $|v_S| \left(\frac{\Delta |v_F|}{|v_S|} \right)$ est seulement de 0.168%,

Pour une orbite de 2000km d'altitude, la variation est de 0,3073% et elle est de 2.466% pour une orbite de 10 000 km d'altitude.

Par conséquent, pour la basse altitude des orbites moyennes. La magnitude de la vitesse tangentielle du satellite dans ECF donne une petite variation et peut être rapprochée par une constante, nous rapprochons $|v_F(T_S)|$ par sa valeur à latitude maximale c-à-d :

$$|v_F(T_S)| \approx |v_S| - r\omega_E \cos i \quad \text{III.16}$$

$$\omega_F \approx \omega_S - \omega_E \cos i \quad \text{III.17}$$

Nous noterons ici que $|v_F(T_S)| \leq |v_F(i)| \forall T_S$; par conséquent nous avons approché $|v_F(T_S)|$ par sa valeur minimale.

Remplaçons dans l'équation III.8.

$$\frac{\Delta f}{f}(\theta_{max}, t) = -\frac{1}{c} \frac{r_E r \sin((\omega_S - \omega_E \cos i)(t - t_0)) \cos(\cos^{-1}(\frac{r_E}{r} \cos \theta_{max}) - \theta_{max})(\omega_S - \omega_E \cos i)}{\sqrt{r_E^2 + r^2 - 2r_E r \cos((\omega_S - \omega_E \cos i)(t - t_0)) \cos(\cos^{-1}(\frac{r_E}{r} \cos \theta_{max}) - \theta_{max})}} \quad \text{III.18}$$

III.2.4 LA DUREE DE LA FENETRE DE VISIBILITE DU SATELLITE

Notons t_v le temps où le satellite devient visible à l'UT. L'angle d'élévation de satellite à l'instant t_v est l'angle d'élévation minimum pour la visibilité[16].

Du triangle plat SOP fig.2(b),

$$\gamma(t_v) = \cos^{-1}\left(\frac{r_E}{r} \cos \theta_v\right) - \theta_v \quad \text{III.19}$$

D'après la loi du cosinus appliquée au triangle droit NMP (fig.2.c),

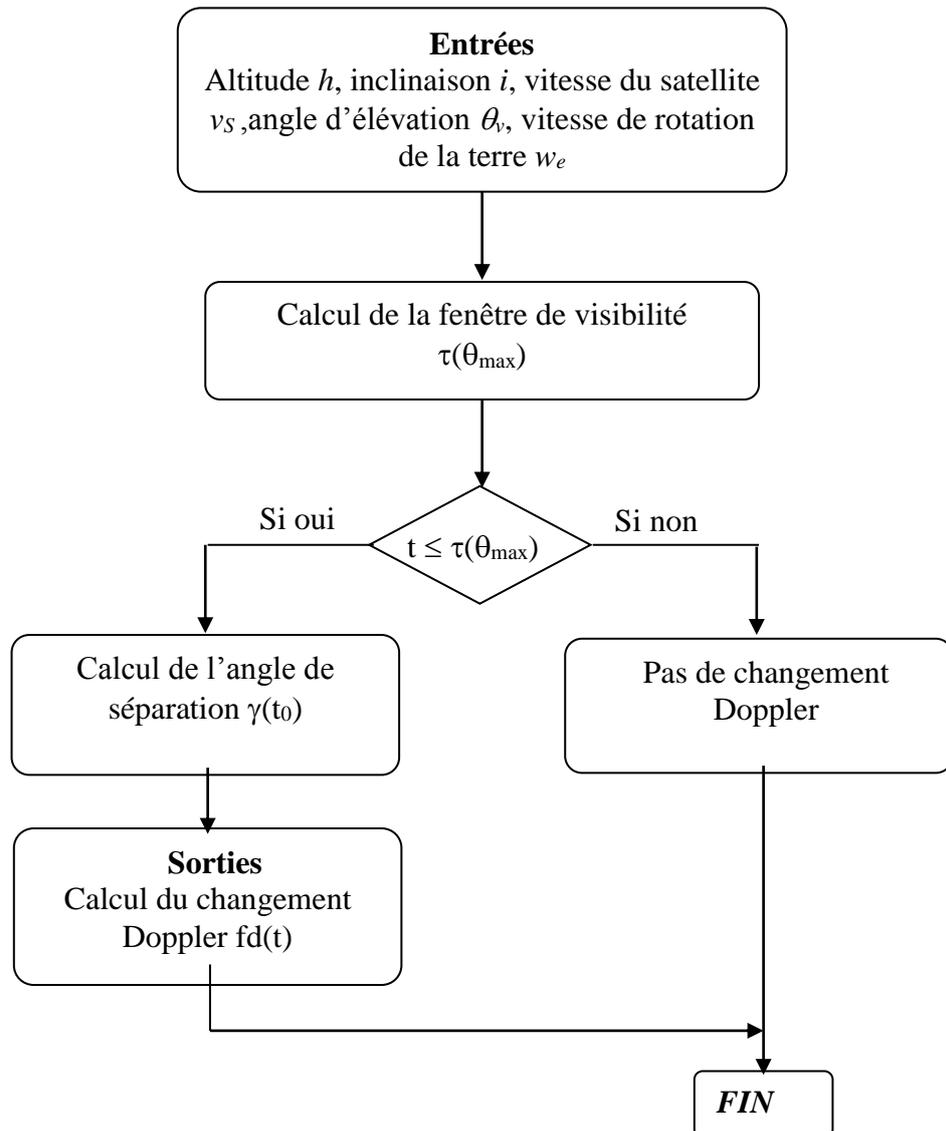
$$\cos \gamma(t_v) = \cos(\psi(t_v) - \psi_0(t)) \cos \gamma(t_0)$$

$$\psi(t_v) - \psi(t_0) = \cos^{-1}\left(\frac{\cos \gamma(t_v)}{\cos \gamma(t_0)}\right) \quad \text{III.20}$$

En utilisant l'approximation de la vitesse angulaire et notons $\tau(\theta_{max})$ la durée de la fenêtre de visibilité du satellite à l'UT qui égale à $2|t_v - t_0|$, nous avons :

$$\tau(\theta_{max}) = \frac{2}{\omega_S - \omega_E \cos i} \cos^{-1}\left(\frac{\cos(\cos^{-1}(\frac{r_E}{r} \cos \theta_v) - \theta_v)}{\cos(\cos^{-1}(\frac{r_E}{r} \cos \theta_{max}) - \theta_{max})}\right) \quad \text{III.21}$$

III.2.5 ORGANIGRAMME D'ALI [14]



III.3 SIMULATIONS ET RESULTATS

III.3.1 FENETRE DE VISIBILITE

Nous commençons par la simulation de la durée de la fenêtre de visibilité du satellite par rapport à l'UT.

les entrées :

$\theta_v = 10^\circ$, est l'angle d'élévation minimum pour la visibilité.

$\omega_s = \frac{v_s}{r}$ la vitesse angulaire du satellite. Excentricité $e=0$ parce que l'orbite est circulaire

$v_s = \sqrt{\frac{398603}{r_E + h}}$; $r = r_E + h$, h l'altitude du satellite, r_E rayon de la terre égale à 6400 km.

ω_E La vitesse angulaire de la rotation de la terre.

$i=53^\circ$ l'inclinaison de l'orbite.

La sortie :

$\{ \theta_1, \theta_2, \theta_3, \dots, \theta_n \}$ La séquence de l'angle d'élévation maximum.

$\{ u_1, u_2, u_3, \dots, u_n \}$ La séquence des instants d'observation de chaque angle d'élévation.

$$\tau(\theta_{max}) = \frac{2}{\omega_s - \omega_E \cos i} \cos^{-1} \left(\frac{\cos(\cos^{-1}(\frac{r_E}{r} \cos \theta_v) - \theta_v)}{\cos(\cos^{-1}(\frac{r_E}{r} \cos \theta_{max}) - \theta_{max})} \right)$$

La durée d'observation du satellite est $\tau(\theta_K)$, $K=1, \dots, n$.

La fenêtre de visibilité est centrée à l'instant d'observation correspondant à l'angle d'élévation maximum.

A partir de ces données, on peut représenter la fonction du temps de visibilité du satellite par:

$$g(t) = \begin{cases} 1 & \text{si } t \in \left[u_k - \frac{\tau(\theta_k)}{2}, u_k + \frac{\tau(\theta_k)}{2} \right], k=1, \dots, n \\ 0 & \text{Ailleurs} \end{cases}$$

Nous obtenons des résultats numériques pour la durée de la fenêtre de visibilité en fonction de l'angle d'élévation maximum.

III.3.2 DOPPLER NORMALISE

La fréquence Doppler par rapport à l'utilisateur terminal (UT) montre une variation par rapport au temps dont le paramétrage est assuré par l'angle d'élévation maximum de l'utilisateur terminal avec le satellite. Cette variation sous forme de S est montrée sur la figure III.4 pour un angle d'élévation maximum qui varie entre 11.4° et 90° pour un UT situé à une latitude de 0° et longitude de 0° . Le satellite suit une orbite circulaire (excentricité = 0) d'altitude 1000 km et d'inclinaison de 53° . La période de rotation du satellite est égale à 1,75 heures. L'angle minimum d'élévation pour la visibilité est supposé égale à 10° . La fréquence Doppler est captée sous forme normalisée (v/c), où v est la vitesse relative du satellite respectant l'UT et c la vitesse de la lumière. La fréquence Doppler actuelle observée est $(v/c)*f$, où f est la fréquence centrale du canal d'aller (Sat \rightarrow UT).

L'expression du temps est relative à l'instant où Doppler est égale à zéro (zero-Doppler). Cet instant est le temps pendant lequel l'angle d'élévation de l'UT avec le satellite est à sa valeur maximum (exemple lorsque $\theta_{\max}=90^\circ$, t_0 représente le temps où le point du sub-satellite est à la position du UT).

Les courbes de Doppler sont les endroits où les instants zero-Doppler coïncident. Le temps est mesuré en se référant à l'instant zero-Doppler. La longueur d'une courbe est directement proportionnelle à la durée de la fenêtre de visibilité.

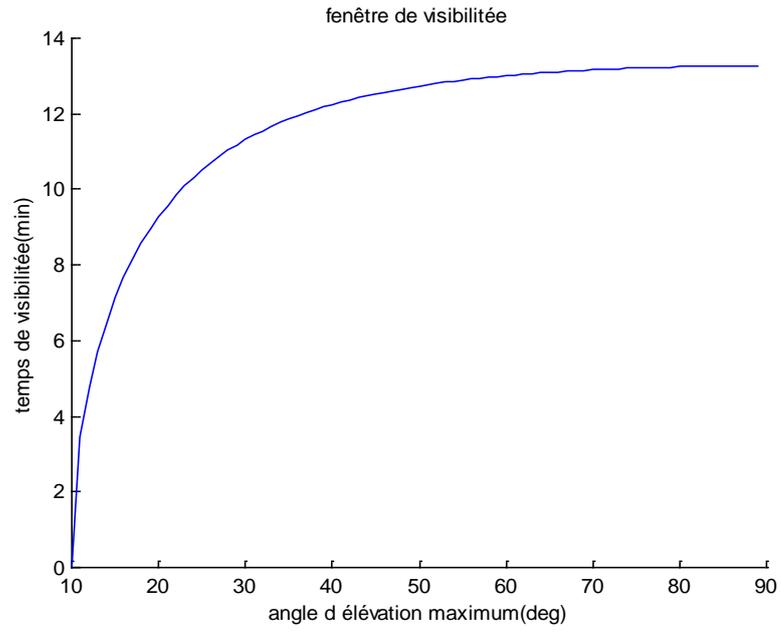


Figure III.2.a Durée de visibilité pour h=1000Km

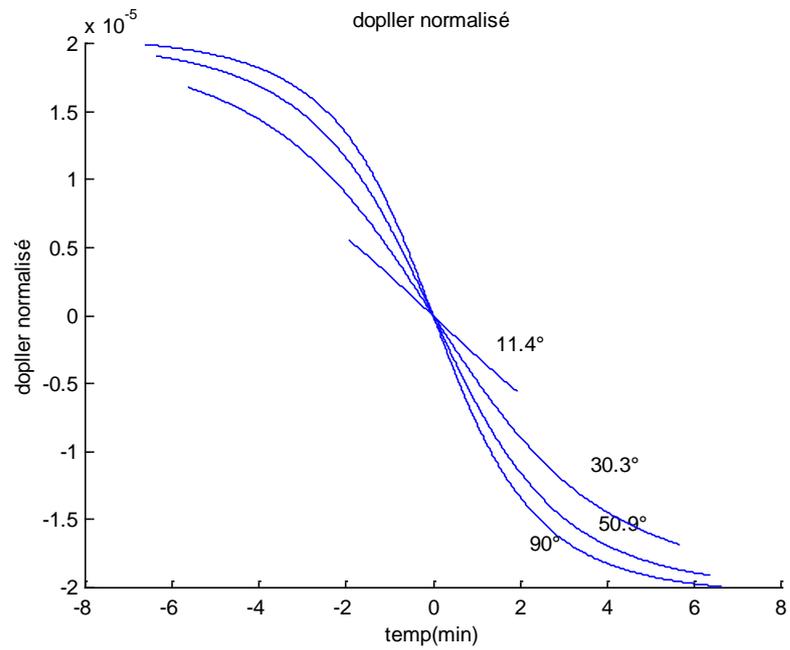


Figure III.2.b Doppler normalisé $\Delta f/f$ pour h=1000Km

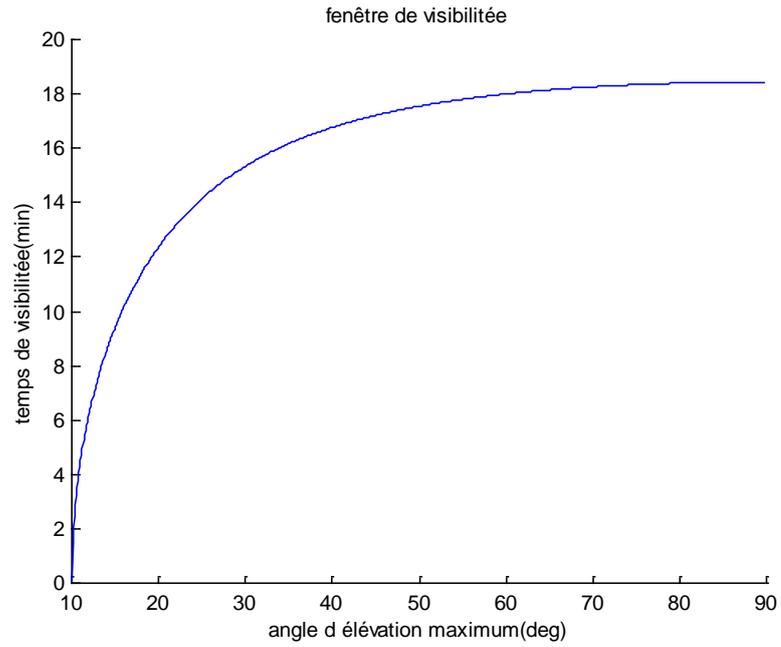


Figure III.3.a Durée de visibilité pour h=1500Km

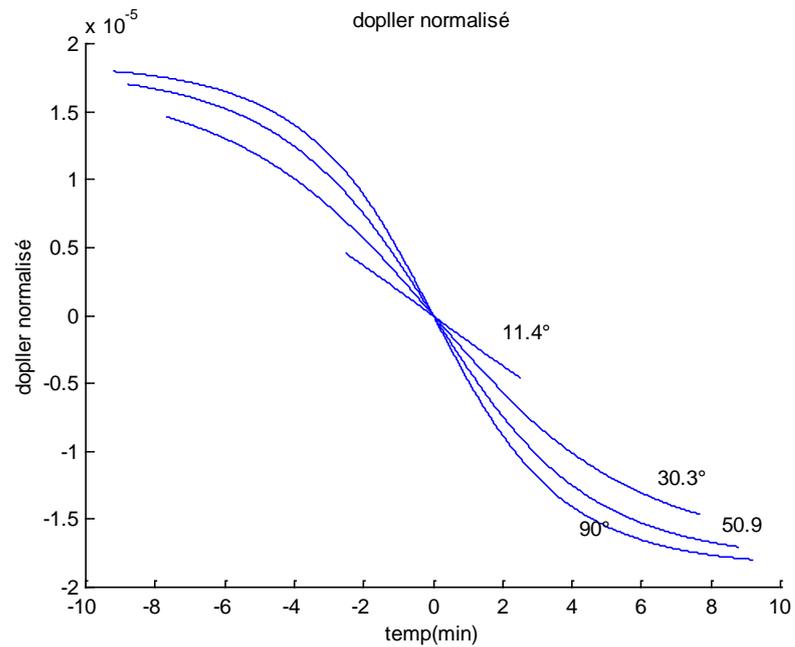


Figure III.3.b Doppler normalisé $\Delta f/f$ pour h=1500Km

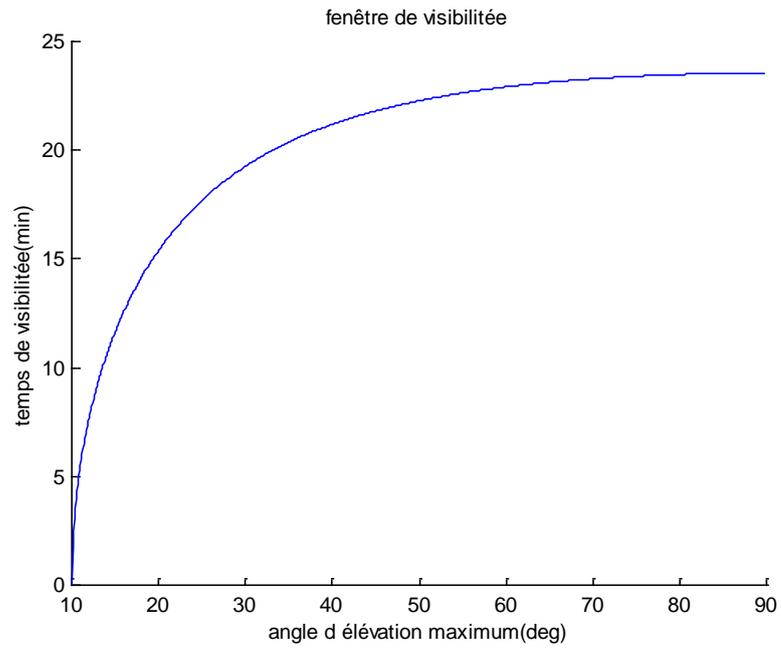


Figure III.4.a Durée de visibilité pour h=2000Km

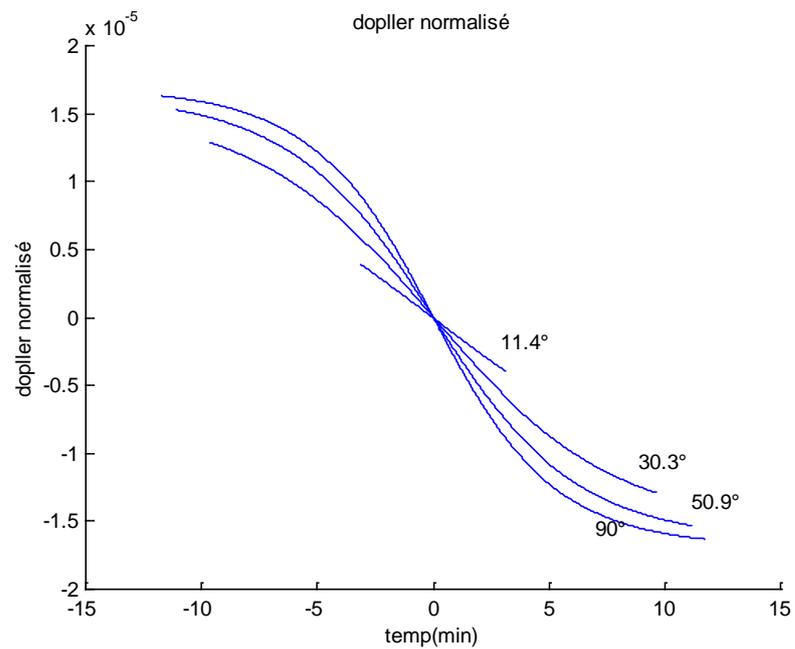


Figure III.4.b Doppler normalisé $\Delta f/f$ pour h=2000Km

III.4.3- DISCUSSIONS DES RESULTATS

Nous avons fait varier l'altitude h pour avoir des différentes visibilités. Le cas qui nous intéresse ici, c'est le cas où le satellite devient visible à l'utilisateur terminal (UT), $\theta_v \geq 10^\circ$, par contre, lorsque $\theta_v < 10^\circ$ le satellite n'est pas visible, c-à-d aucune communication ne s'effectue entre le satellite et l'UT, ce qui implique que l'effet doppler n'existe plus.

Figure III.2.a :h=1000km

Nous observons que la durée de la fenêtre de visibilité est assez inchangée pour des angles d'élévations maximum dans la gamme 30° à 90° et varie très rapidement en descendant au dessous de l'angle d'élévation maximum 30° .

Nous remarquons que la courbe de visibilité est croissante par rapport à l'angle d'élévation maximum, c-à-d, lorsque θ_{\max} croît $\tau(\theta_{\max})$ croît aussi.

Figure III.2.b :h=1000km

Le Doppler normalisé est défini dans un intervalle du temps appelé fenêtre de visibilité pour chaque θ_{\max} donnée.

Pour le cas de $\theta_{\max}=90^\circ$, nous avons :

$$\tau(90^\circ)=2|t_v-t_0|=13,2658 \text{ minutes avec } t_0=0 \text{ (temps de référence)}$$

Où

t_0 représente le temps où le satellite se trouve juste au dessus de l'UT c-à-d, le point du sous-satellite sera la position de l'UT).

$$t_v=6,6349 \text{ minutes le Doppler varie entre une fourchette de } [-t_v ; +t_v].$$

Les courbes Doppler décroissent pour les valeurs de θ_{\max} décroissantes.

Figure III.3.a :h=1500km

Pour $h=1500\text{Km}$, la forme de la courbe reste la même par rapport à celle obtenue pour $h=1000\text{ Km}$, mais la durée de visibilité augmente pour les différentes valeurs de θ_{\max} .

Figure III.3.b :h=1500km

Dans cette figure, nous remarquons une réduction dans les courbes de Doppler, cela est très logique car à cette altitude la vitesse du satellite diminue ($V_s = \sqrt{\frac{398603}{r+h}}$) ce qui implique une diminution de Doppler.

Figure III.4.a :h=2000km

Plus le satellite monte en altitude, plus l'utilisateur terminal observe très longtemps le satellite

Figure III.4.b :h=2000km

Plus le satellite s'éloigne de la terre, plus sa vitesse diminue avec réduction de l'effet Doppler, nous retrouvons ici les contraintes du délai de transmission qui sera très long.

III.4 CONCLUSION

D'après les résultats obtenus, nous remarquons que l'effet Doppler est défini dans un intervalle du temps appelé fenêtre de visibilité qui est lié à l'altitude du satellite et à l'angle d'élévation maximum. Le temps de visibilité sera plus long par rapport à l'utilisateur terminal à chaque fois que le satellite sera plus haut en espace.

Nous remarquons aussi que pour la même altitude d'un satellite, l'UT reçoit un changement du Doppler dans la fréquence croît à chaque fois que l'UT soit à un angle d'élévation maximum croissant (c-a-d le satellite se rapproche du terminal), et dans le cas inverse la fréquence décroît.

Pour une fréquence de 2,4 GHz avec h=1000 km, la fréquence Doppler montre une variation apparente (jusqu'à 80 KHz), ces résultats sont validés par ceux données dans la littérature.

Chapitre IV

**Méthode adaptative de prédiction du
changement du Doppler dans les systèmes
de communication par satellite mobile LEO**

IV.1 INTRODUCTION

Dans les systèmes de communication par satellite à orbite basse terrestre (LEO), une importante déformation de phase est détectée fréquemment dans le signal reçu que dans le cas de systèmes par satellite géostationnaire GEO ou les systèmes mobiles terrestres.

Cette distorsion due au changement de la fréquence Doppler vient du mouvement plus rapide d'un satellite relatif à un terminal et d'une station terrienne. Comme la vitesse relative du satellite sur la surface de la terre est très rapide, le changement de la fréquence Doppler affecte les fréquences porteuses en grande partie dans les liaisons de communication.

La variation de temps de décalage de la fréquence Doppler devient également très grande. Son effet sur les liaisons de communication permet d'introduire la technique de dégradation au niveau du récepteur, où la quantité de dégradation d'exécution dépend des arrangements de transmissions utilisés dans les systèmes de communication. Habituellement le changement (décalage) de Doppler est très mauvais pour les systèmes numériques utilisant des démodulateurs logiques. Par conséquent les chercheurs dans ce domaine s'orientent vers une méthode plus efficace pour compenser le changement de la fréquence Doppler.

Dans ce travail nous avons développé une méthode adaptative de prédiction de la fréquence Doppler dans les systèmes de communication par satellites LEO. Cette méthode est basée sur l'algorithme d'Ali[17], qui permet de rendre l'équation de prédiction très simple en employant le concept du temps relatif. La différence du temps est seulement un paramètre appliqué à l'équation de prédiction par le temps, mais elle a un inconvénient majeur sur le manque d'une information essentielle de la position instantané du satellite et du terminal, ce qui pose un problème de synchronisation entre les deux transmetteurs.

Afin de remédier à ce problème nous avons proposé une nouvelle méthode de prédiction employant des informations éphémérides (longitude et latitude) de satellite, avec une adaptation par un facteur de poids qui doit minimiser l'erreur.

IV.2 CARACTERISTIQUE DE L'EFFET DOPPLER DANS LES SYSTEMES DE COMMUNICATION PAR SATELLITE MOBILE LEO

L'effet Doppler est un phénomène naturel dans les communications mobiles, il peut être la cause d'une grande distorsion de phase.

Les caractéristiques de l'effet Doppler dans les systèmes de communication par satellite LEO sont analysées comme suit :

Le changement de la fréquence Doppler, $f_D(t)$ est proportionnelle à la fréquence porteuse f_p , la vitesse relative entre l'émetteur et le récepteur $v(t)$ peut être exprimée :

$$f_D(t) = f_p \frac{v(t)}{c} \quad \text{IV.1}$$

où c la vitesse de la lumière,

$v(t)$ La vitesse relative.

la distance entre l'émetteur et le récepteur $S(t)$, peut être représenté par IV.2 et IV.3.

$$v(t) = -\frac{dS(t)}{dt} \quad \text{IV.2}$$

$$S(t) = \sqrt{r^2 + r_E^2 - 2r r_E \cos \gamma(t)} \quad \text{IV.3}$$

où r est le rayon de l'orbite de satellite, r_E est le rayon de la terre et $\gamma(t)$ c'est l'angle de séparation entre le satellite et l'utilisateur terminal comme montre la Fig.IV.1 ;

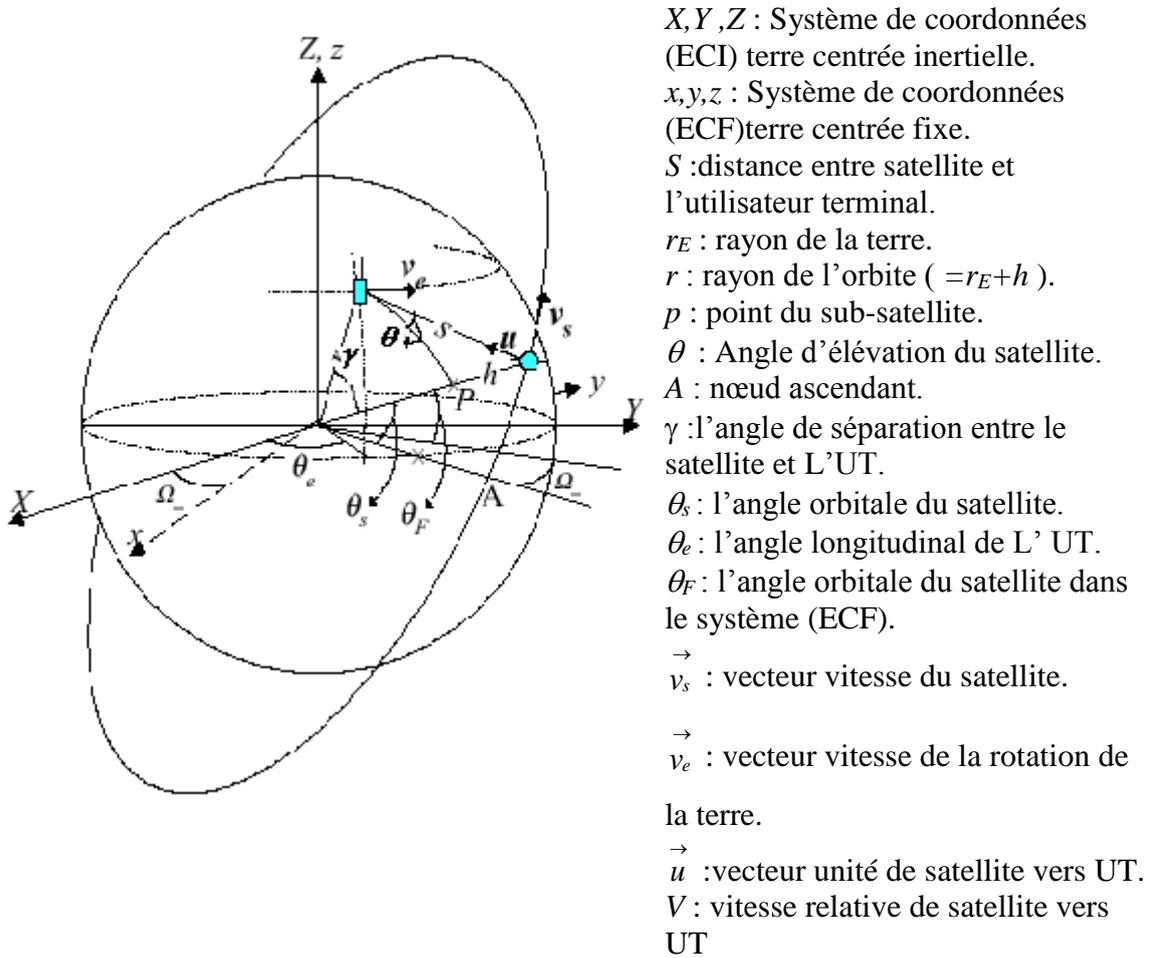


Fig.IV.1 Configuration géographique du satellite LEO et l'utilisateur terminal.

En utilisant IV.1, IV.2 et IV.3 le décalage de la fréquence Doppler et le taux de variation peuvent être facilement obtenus par :

$$f_D(t) = \frac{f_P r_E}{c s(t)} \frac{d}{dt}(\cos \gamma(t)) \quad \text{IV.4}$$

$$\dot{f}_D = \frac{d}{dt} f_D(t) = \frac{f_P r_E^2}{c s^3(t)} \left(\frac{d}{dt} \cos \gamma(t) \right)^2 + \frac{f_P r_E}{c s(t)} \frac{d^2}{dt^2}(\cos \gamma(t)) \quad \text{IV.5}$$

Les paramètres du système, la fréquence porteuse et l'altitude du satellite sont déterminées, $\gamma(t)$ est un facteur important pour calculer le changement de la fréquence Doppler.

Dans la littérature il y'a plusieurs relations de $\cos(\gamma(t))$ comme celle utilisée dans l'algorithme d'Ali :

$$\cos \gamma(t) = \cos(\psi(t) - \psi(t_0)) \cos \gamma(t_0) \quad \text{IV.6}$$

Dans notre cas nous sélectionnons la formule ci dessous, qui vient d'une géométrie très compliquée en employant la loi du grand cercle(voir annexe 2), mais cette fois ci notre relation dépend seulement des éphémérides du satellite et du terminal [18] :

$$\cos \gamma(t) = \cos T_s(t) \cos T_e \cos(G_s(t) - G_e) + \sin T_s(t) \sin T_e \quad \text{IV.7}$$

où

T_s et G_s sont respectivement la latitude et la longitude de la position du satellite . On suppose que l'utilisateur terminal peut obtenir facilement cette information des éphémérides du satellite à l'instant t .

Actuellement, beaucoup de satellites tel que Globalstar et KOMPSAT, ont à bord des récepteurs GPS, dans le système Globalstar l'utilisateur terminal mobile peut déterminer quel est le satellite particulier qui devrait être en visibilité et obtenir la connaissance des éphémérides du satellite. Après avoir obtenu la fonction de $\cos \gamma(t)$, le décalage de la fréquence Doppler peut être calculé en utilisant IV.4. Si la valeur de $\cos \gamma(t)$ est plus précise, la précision de prédiction est très élevée.

IV.3 METHODE ADAPTATIVE DE COMPENSATION

Les paramètres principaux déterminant le nouveau algorithme de prédiction pour le changement de la fréquence Doppler, sont l'information de latitude et de longitude de la position de l'utilisateur terminal[19]. Afin d'obtenir ces paramètres, la fonction distance $S(t)$ entre le satellite et l'utilisateur terminal doit être déterminée.

IV.3.1 L'ALGORITHME DETERMINANT LA DISTANCE ENTRE LE SATELLITE ET L'UTILISATEUR TERMINAL S(t)

Afin d'obtenir la distance S(t), une équation du deuxième ordre pourrait être élaborée en utilisant IV.3, IV.4 et IV.5, puis, pour simplifier la deuxième dérivée de $\cos\gamma(t)$ dans IV.5 et pour la remplacer par la fonction de S(t), nous présentons la fonction approximative de la vitesse angulaire dans les coordonnées ECF (Eart Centred Fixed). ω_F la composante équatoriale de ω dépend de latitude du point de sous satellite dû à la rotation de la terre, pour les satellites LEO, nous pourrions réduire au maximum l'effet de latitude du point de sous satellite sur la vitesse angulaire et remplacer la limite de l'angle d'inclinaison de l'orbite. Par conséquent, la vitesse angulaire peut être approché par l'équation suivante(voir chapitre III) :

$$\dot{\theta}_F = \frac{d}{dt} \theta_F(t) = \omega_F(t) \approx -\omega_s - \omega_e \cos i \quad \text{IV.8}$$

en appliquant IV.6 et IV.8, nous obtenons l'approximation de la dérivé secondaire de $\cos\gamma(t)$:

$$\frac{d^2}{dt^2} \cos\gamma(t) \approx -\omega_F^2 \cos\gamma(t) \quad \text{IV.9}$$

Maintenant par l'utilisation de IV.4 et IV.9 dans IV.5, S(t) peut être exprimée sous la forme d'une équation du deuxième degré. En sélectionnant la solution graphique correcte entre deux racines quadratiques, la distance S(t) peut être obtenue selon :

$$S^2(t) - \frac{2c \dot{f}_D(t)}{\omega^2 f_P} S(t) - \left[(r^2 + r_E^2) - 2 \left(\frac{C f_D(t)}{\omega f_P} \right)^2 \right] = 0 \quad \text{IV.10}$$

IV.3.2 L'ALGORITHME DETERMINANT LA POSITION DU TERMINAL Te ET Ge

Nous sélectionnons les résultats, S(t₁) et S(t₂), en nous servant des changements de fréquence Doppler mesurée, f_D(t₁) et f_D(t₂), et les taux de changement Doppler, $\dot{f}_D(t_1)$ et $\dot{f}_D(t_2)$ à des instants, t₁ et t₂ (>t₁), respectivement, comme en appliquant les distances S(t₁) et S(t₂) dans IV.3, avec $\cos\gamma(t_1)$ et $\cos\gamma(t_2)$ de la relation IV.7, la latitude Te et la longitude Ge de la position du terminal peut être obtenu en employant les fonctions trigonométriques, qui nous donne à la fin les équations IV.11, IV.12 et IV.13, les indices 1 et 2 montrés dans ces équations indiquent les instants échantillonnée t₁ et t₂ respectivement[4][20].

$$\sin Ge = \frac{(A_2 D_1 - A_1 D_2) - (A_2 C_1 - A_1 C_2) \sin Te}{(A_2 B_1 - A_1 B_2) \cos Te} \quad \text{IV.11}$$

$$\cos Ge = \frac{(B_2 D_1 - B_1 D_2) - (B_2 C_1 - B_1 C_2) \sin Te}{(A_1 B_2 - A_2 B_1) \cos Te} \quad \text{IV.12}$$

$$\sin Te = \frac{k_2 \pm \sqrt{k_2^2 - k_1 k_3}}{k_1} \quad \text{IV.13}$$

où,

$$A_n = \cos Ts(t_n) \cos Gs(t_n), B_n = \cos Ts(t_n) \sin Gs(t_n)$$

$$C_n = \sin Ts(t_n), D_n = \cos \gamma(t_n)$$

$$k_1 = (A_2 C_1 - A_1 C_2)^2 + (B_2 C_1 - B_1 C_2)^2 + (A_1 B_2 - A_2 B_1)^2$$

$$k_2 = (A_2 C_1 - A_1 C_2)(A_2 D_1 - A_1 D_2) + (B_2 C_1 - B_1 C_2)(B_2 D_1 - B_1 D_2)$$

$$k_3 = (A_2 D_1 - A_1 D_2)^2 + (B_2 D_1 - B_1 D_2)^2 - (A_1 B_2 - A_2 B_1)^2$$

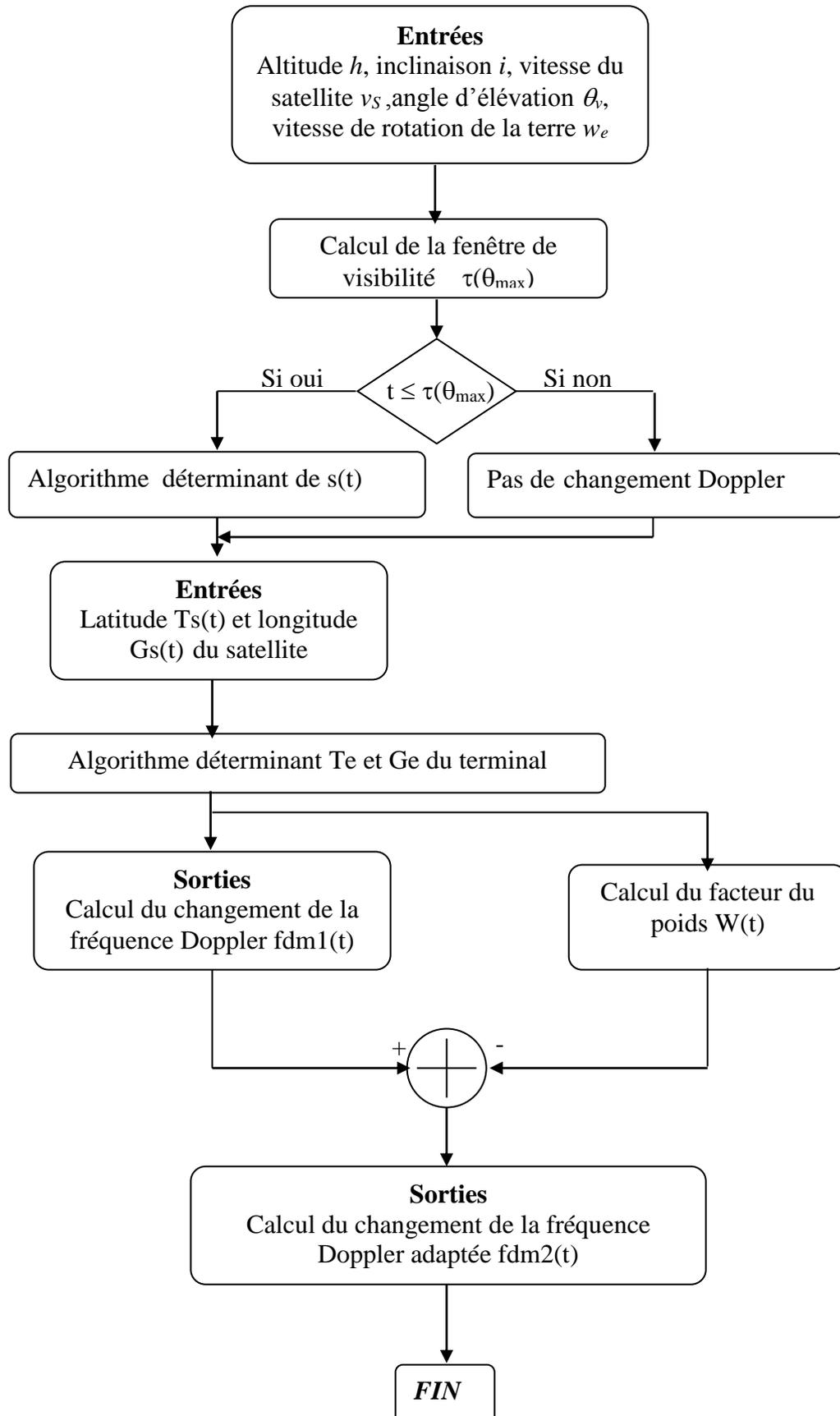
IV.3.3 METHODE DE COMPENSATION UTILISANT L'ALGORITHME DE PREDICTION DE LA FREQUENCE DOPPLER

Maintenant le changement de la fréquence Doppler peut être prévu en employant les paramètres de position du terminal parce que ces paramètres ont été estimés. La nouvelle équation de prédiction du changement de la fréquence Doppler, $f_{dm1}(t)$ peut être obtenue comme en IV.14.

Le système pourrait exécuter d'une façon continue l'opération de compensation contre la distorsion de phase due au changement du Doppler en utilisant les valeurs de prédiction de Doppler.

$$f_{dm1}(t) = r_E f_c \left\{ \left[-\omega_s \sin i \cos \left[\sin^{-1} \left(\frac{\sin Ts(t)}{\sin i} \right) \right] \tan Ts(t) \cos(Gs(t) - Ge) - \left(\frac{\omega_s \cos i}{\cos Ts(t)} - \omega \cos Ts(t) \right) \right] \right. \\ \left. \sin(Gs(t) - Ge) \right] \cos Te + (\omega_s \sin i \cos \omega t) \sin Te \}^* \\ \sqrt{c^2 \sqrt{r^2 + r_E^2 - 2 r r_E (\cos Ts(t) \cos T_e \cos(Gs(t) - Ge) + \sin Ts(t) \sin Te)}} \quad \text{IV.14}$$

IV.3.3 ORGANIGRAMME DE LA METHODE PROPOSEE



IV.4 SIMULATION

1) Algorithme déterminant la distance S(t)

La solution de l'équation IV.10 donne les deux racines suivantes :

$$n(t) = \frac{c \dot{f}_D(t)}{\omega^2 f_P} + \sqrt{\left(\frac{c \dot{f}_D(t)}{\omega^2 f_P}\right)^2 - \left[(r^2 + r_E^2) - 2 \left(\frac{C f_D(t)}{\omega f_P}\right)^2 \right]}$$

$$m(t) = \frac{c \dot{f}_D(t)}{\omega^2 f_P} - \sqrt{\left(\frac{c \dot{f}_D(t)}{\omega^2 f_P}\right)^2 - \left[(r^2 + r_E^2) - 2 \left(\frac{C f_D(t)}{\omega f_P}\right)^2 \right]}$$

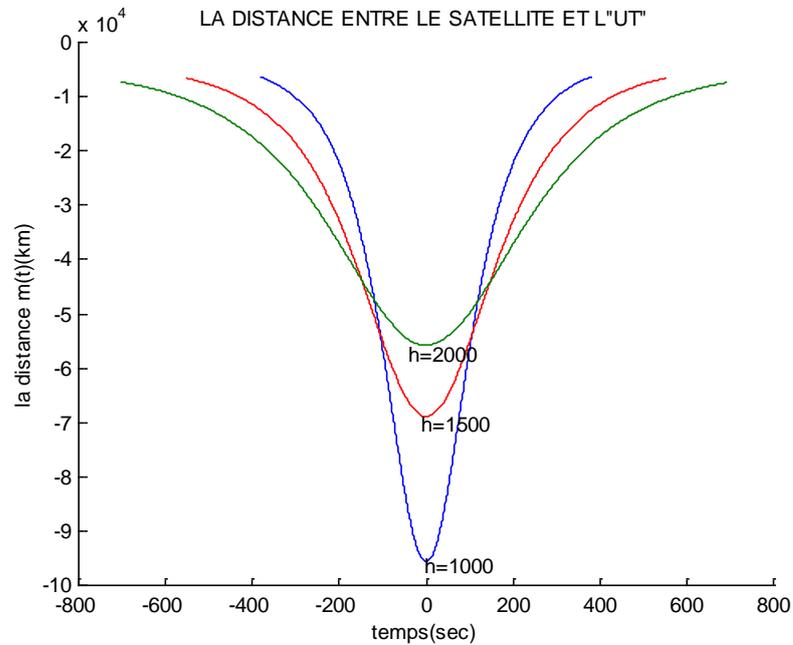


Figure IV.2 Calcul de la distance $m(t)$ entre le satellite et l'UT

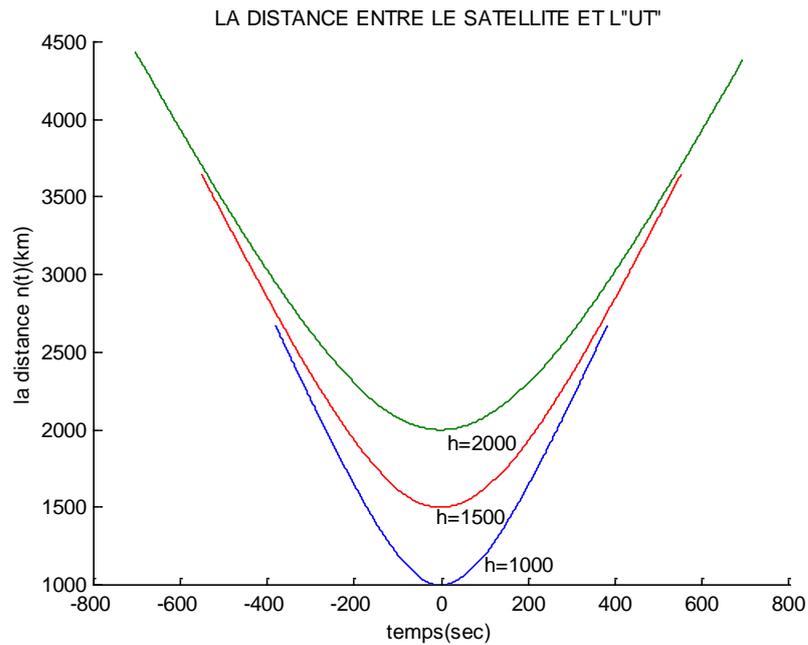


Figure IV.3 Calcul de la distance $n(t)$ entre le satellite et l'UT

De la figure IV.2 nous remarquons que la distance $m(t)$ est toujours négative pendant la durée de visibilité du satellite, cela représente une contradiction avec la réalité qui nous donne le droit de rejeter cette solution et prendre le deuxième cas (figure IV.3) représentant une réalité avec des courbes à valeurs positives qui commence par décroître jusqu'au point t_0 où la distance est à sa valeur minimale $n(t)=h$ (t_0 est le point où le satellite fait l'angle maximum avec l'UT). Donc notre solution est $s(t)=n(t)$.

2) Algorithme déterminant la position du terminal Te et Ge

Dans cette partie, l'algorithme déterminant la position de l'utilisateur terminal (UT) doit être exécuté avec des valeurs exactes de la fréquence Doppler (réelles) comme nous l'avons mentionné précédemment. Pour mettre en évidence le bon fonctionnement de l'algorithme d'une part, et de tester leur efficacité d'autre part, nous avons utilisé comme valeurs exactes les résultats trouvés dans la première méthode (chapitre III).

avec

$$\cos\gamma(t) = \cos(\psi(t) - \psi(t_0)) \cos\gamma(t_0).$$

Nous supposons que le satellite à l'instant t_0 soit au point (0,0) de latitude et de longitude ($T_s(t_0)=0, G_s(t_0)=0$) ce qui implique que ($T_e=0, G_e=0$) et UT reste immobile pendant la durée de visibilité.

L'exécution de l'algorithme avec $h=1000\text{km}$, $\theta_{min}=90^\circ$ et $i=53^\circ$, nous donne les résultats suivants.

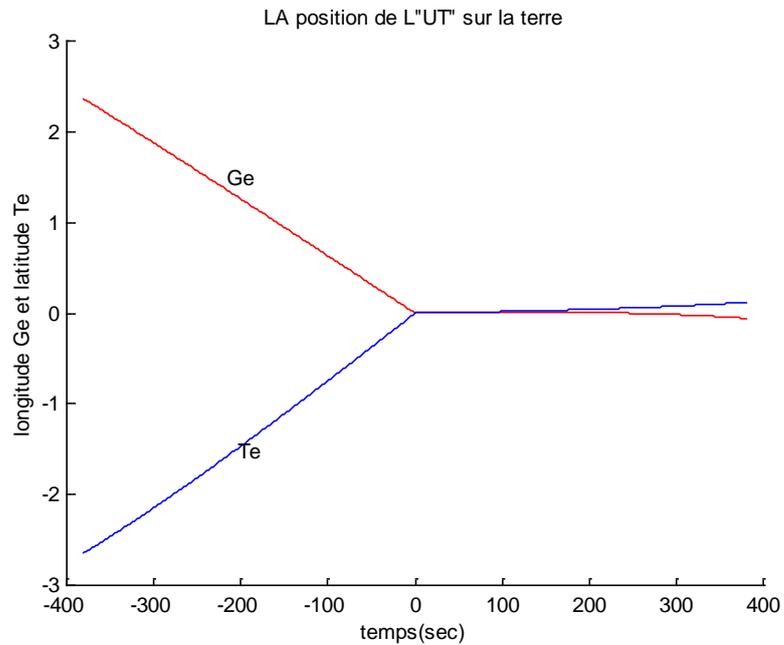


Figure.IV.4 Ge et Te pendant la durée de visibilité

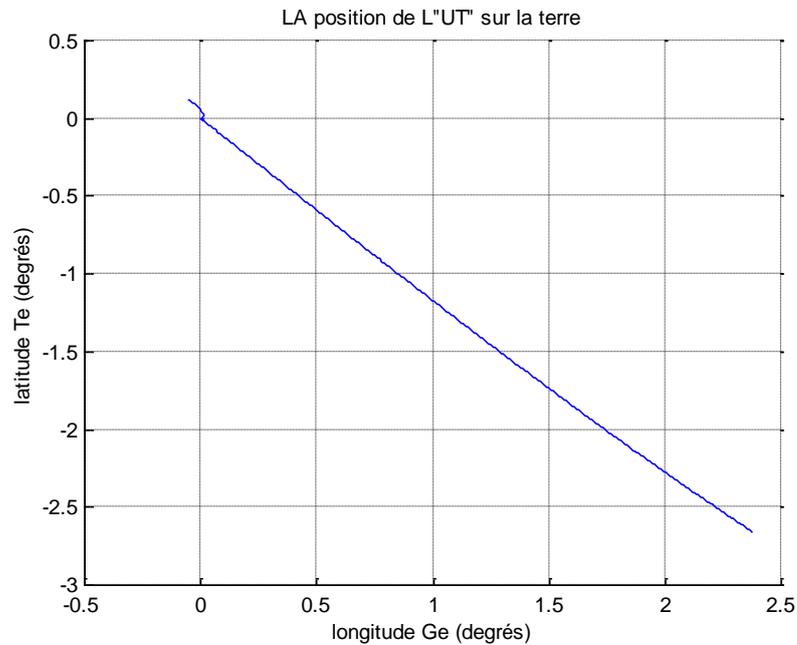


Figure.IV.5 Ge en fonction de Te pendant la durée de visibilité

Discussion des résultats

Les figure IV.4 et figure IV.5 représentent l'estimation de la position du terminal pendant la durée de visibilité, qui est normalement fixe (0,0), mais cette variation vient de l'approximation du grand cercle que nous avons utilisé dans l'algorithme d'Ali [14].

La figure IV.6 montre bien cette approximation et son effet sur la position du satellite, ainsi que sur la position du terminal. En réalité ce n'est pas la même trajectoire pour un satellite et comme le satellite balaye la terre avec une empreinte (aire de service) plus grande(environ 2.5 de la surface de terre pour un satellite LEO), l'erreur commise sur la position du terminal n'a pas beaucoup d'influence, car l'utilisateur terminal est toujours considéré au centre de la zone de service d'un satellite.

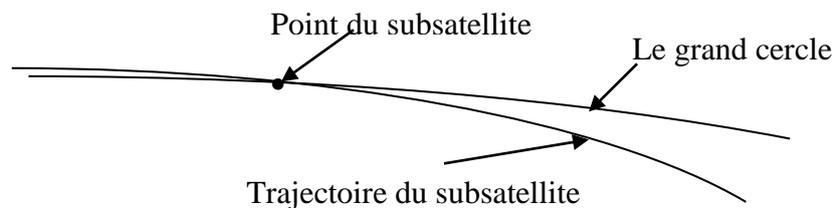


Figure IV.6 Approximation du grand cercle sur un plan graphique

2) Méthode de compensation utilisant l'algorithme de prédiction de la fréquence Doppler

Après avoir calculer la distance entre le terminal et le satellite et la position du terminal nous allons maintenant calculés le changement de la fréquence doppler estimée.

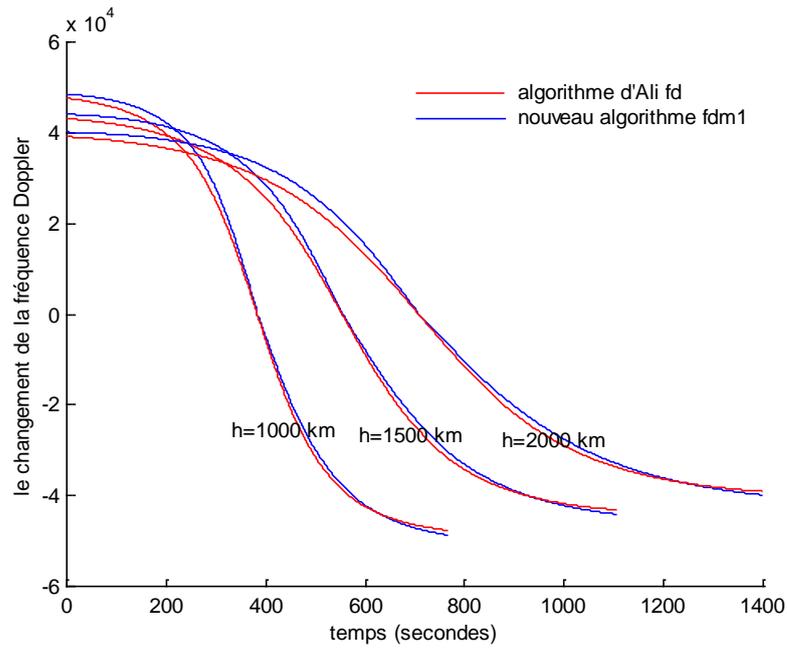


Figure IV.7 Comparaison entre le changement de la fréquence Doppler fd et $fdm1$ avec $f_p=2,4$ GHz

Figure IV.7 : montre la comparaison entre le changement de la fréquence Doppler fd (algorithme d'Ali) et $fdm1$ (nouveau algorithme), pour les différents valeurs de h , avec une fréquence porteuse $f_p=2,4$ GHz. Les courbes sont toujours sous la forme d'un S, qui sont définies dans un intervalle de visibilité (voir chapitre III), le temps ici est exprimé en seconde.

Procédure d'adaptation

Pour faire l'adaptation, il faut d'abord calculer l'erreur instantanée de prédiction $e(t)$, qui est définie comme la différence entre $fdm1$ et fd , nous supposons les valeurs de fd comme des valeurs exactes. Alors nous aurons : $e(t)=fdm1-fd$.

Cette erreur vient de l'approximation de la vitesse angulaire w_f . $w_F = w_s - w_e \times \cos i$.

En réalité elle dépend de plusieurs paramètres tels que la distance S , l'angle de séparation γ ou l'angle d'élévation θ .

Facteur de poids

Maintenant nous avons une idée sur le facteur de poids qui doit minimiser l'erreur de prédiction.

D'après la figure III.1.b on peut établir une relation mathématique ayant tout les paramètres voulus.

$$\sin\theta(t) = \frac{r^2 - r_E^2 - S(t)^2}{2 r_E S(t)} \quad \text{IV.15}$$

La variation de $\sin^2(\theta(t))$ nous donne :

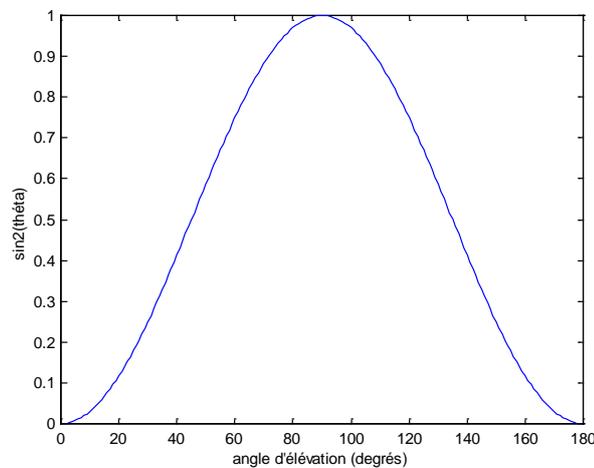


Figure IV.8 La variation de $\sin^2(\theta)$ pendant la durée de visibilité

Si on pose que $W(t) = A_h \sin^2\theta(t)$ IV16

Où

$W(t)$:facteur de poids

A_h : facteur normalisé qui dépend de l'amplitude de l'erreur

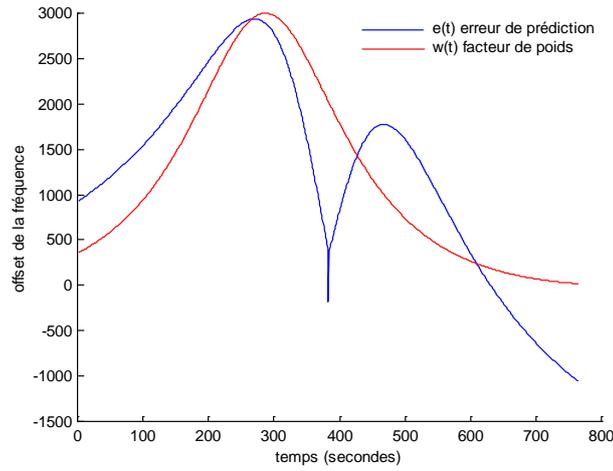


Figure IV.9.a Comparaison entre $e(t)$ et $W(t)$ pour $h=1000$ km.

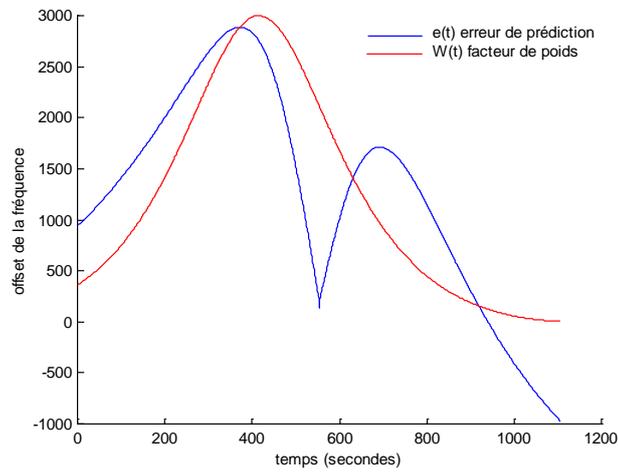


Figure IV.9.b Comparaison entre $e(t)$ et $W(t)$ pour $h=1500$ km.

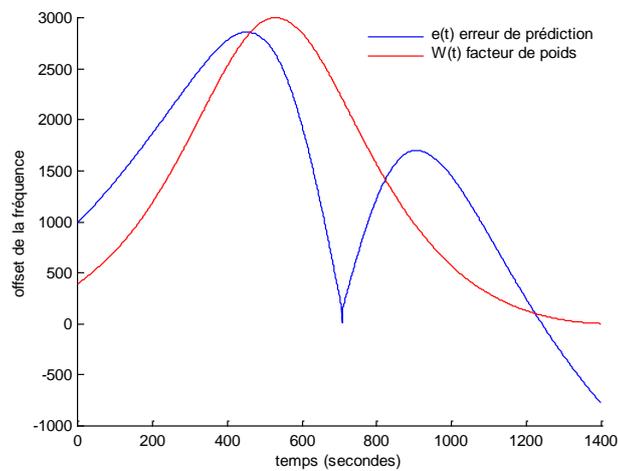


Figure IV.9.c Comparaison de $e(t)$ et $W(t)$ pour $h=2000$ km.

Les figures IV.9 montrent les variations de l'erreur de prédiction et du facteur de poids. Nous avons centré le facteur de poids à une valeur de $t = 3/4t_0$ pour la nécessité de l'adaptation.

Les courbes sont à peu près de la même variation pour toutes les différents valeurs de l'altitude h .

Le changement de La fréquence Doppler adapté

Par soustraction du facteur de poids $W(t)$ à la fréquence Doppler estimé $f_{dm1}(t)$, la fréquence Doppler estimé adapté $f_{dm2}(t)$ se rapproche de la valeur de la fréquence Doppler exacte $f_d(t)$.

$$F_{dm2}(t) = f_{dm1}(t) - W(t).$$

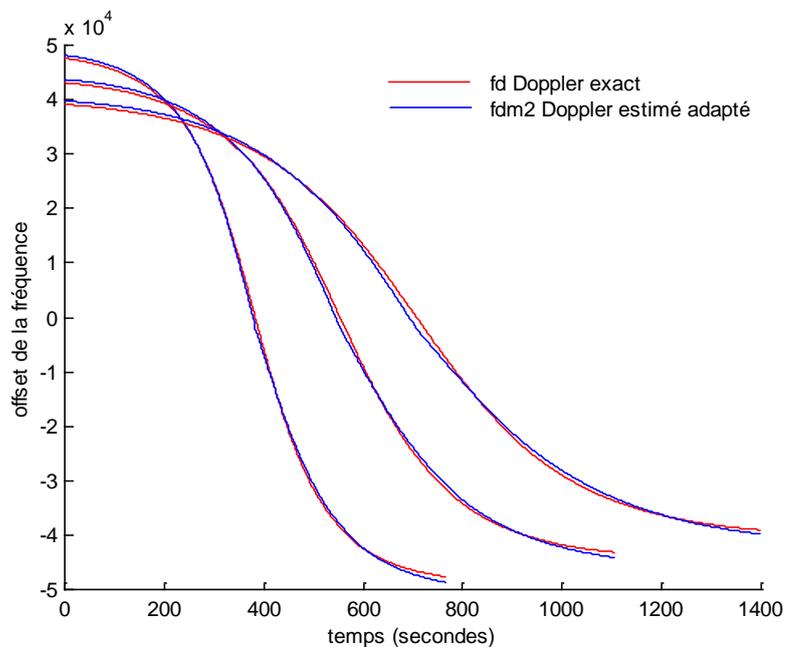


Figure IV.10 Comparaison entre $f_{dm2}(t)$ et $f_d(t)$ pour les différent valeurs de h

Après l'adaptation, nous avons remarqué que les deux courbe f_d exact et f_{dm2} estimé et adaptée, tend vers la superposition graphique c-à-d presque identique est cela est valable pour toutes les courbes de différentes altitudes.

IV.5 CONCLUSION

Dans cette partie, nous avons proposé un algorithme de prédiction de Doppler basé sur l'information de la position instantané du satellite et de la position estimé du terminal pour les systèmes par satellite LEO. En plus un algorithme adaptative de compensation de la fréquence Doppler a été suggéré avec un facteur de poids pour la réduction de l'erreur de prédiction.

Ce nouveau algorithme à beaucoup d'avantage par rapport à l'algorithme d'Ali, puisqu'il estime pendant la durée de visibilité du satellite, la distance entre le satellite et le terminal, ainsi que la position du terminal sur la terre.

La meilleur adaptation est celle faite avec des résultats exacts. Dans notre cas, nous avons testé les performances de l'algorithme avec celle d'Ali[14], le test fonctionne bien et donne des résultats plus proches des résultats exactes.

L'algorithme proposé donne des résultats en accord avec la littérature surtout en ce qui concerne la forme des courbes Doppler estimées qui sont toujours sous la forme d'un S et le niveau de la gamme de fréquence.

A horizontal rectangular area with rounded corners, filled with a light-colored marbled pattern. The pattern consists of irregular, vein-like shapes in shades of grey and white. The text is centered within this area.

Conclusions et perspectives

CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES

Les communications mobiles par satellites sont liées généralement aux satellites mobiles à basses altitudes de la terre grâce aux avantages présentés par ces derniers, qui sont toujours en évolution et occupent beaucoup de recherches sur le plan de conception et de mise en orbite, ainsi que la gestion du réseau satellitaire.

L'effet Doppler est un problème majeur dans les communications par satellite mobile de type LEO, ceci provient du fait que le mouvement du satellite est assez rapide comparativement au mouvement de rotation terrestre. Cet effet a pour conséquence d'introduire au niveau du récepteur de la station terrienne ou du terminal mobile récepteur une multitude de fréquences d'ordre inférieures et supérieures concomitamment dans une communication.

Pour résoudre ce problème, l'estimation du changement de la fréquence Doppler et la compensation au niveau du récepteur (terminal) avant la démodulation du signal, est une étape primordiale pour assurer une communication fiable sans perte de l'information émise.

La méthode de prédiction proposée à prouver certaines performances vis-à-vis de celle d'Ali qui reste limitée surtout sur la prédiction de la position du terminal et la distance séparant le satellite et l'utilisateur terminal.

Les résultats obtenus ont montré que l'UT reçoit un changement du Doppler dont la fréquence croissante à chaque fois que l'UT soit à un angle d'élévation croissant (c-a-d le satellite se rapproche du terminal), et dans le cas inverse la fréquence décroît.

L'adaptation constitue une amélioration certaine de la prédiction par la minimisation de l'erreur avec un facteur de poids.

La préoccupation actuelle des chercheurs a trait à la recherche d'une méthode de régénération de la fréquence porteuse par un bloc démodulateur dans le circuit récepteur. Ceci ne pourra être envisagé que dans la mesure où une prédiction des courbes Doppler soit effectuée.

Le dépouillement bibliographique que nous avons réalisé à la fin de ce travail, nous a permis de resituer nos préoccupations futures en incluant dans notre prochain cahier de charges la recherche d'une méthode efficiente de régénération de la fréquence porteuse. De plus, dans un souci d'efficacité et de rentabilité, nous pensons inclure dans nos prochains travaux l'impact du changement de fréquence Doppler sur la fiabilité des protocoles de communications intersatellites.

Bibliographie

- [1] E. Altman, A. Ferreira, J. Galtier, « *Les réseaux satellitaires de télécommunication technologie et services* » DUNOD, Paris 1999.
- [2] J. Pares, V. Toscer, « *Les systèmes de télécommunications par satellites* » Masson et c^{ie}, Paris 1975.
- [3] P. Lecoy « *Technologie des télécoms* » Hermès, Paris 1995.
- [4] M.H. You, S. P. Lee, and Y. Han, « *Adaptive compensation method using the prediction algorithm for the Doppler frequency shift in leo mobile satellite communication system* » ERTI Journal, VOL22, NO, Decembre 2000.
- [5] Abbas Jamalipour, « *Low earth orbital satellites for personal communication networks* » Artech House, Boston. London 1998.
- [6] B. Sun, Lee, K.H. Choi, « *Collocation of two GEO satellites and one inclined GSO satellite* » ELSEVIER Aerospace Science and Technology 4. (2000) 507-515. June 2000.
- [7] Jorge Matos Gomez « *Satellite broadcast systems engineering* » Artech House, Boston. London 2002.
- [8] J. G. Remy, J. Gueugnet et C. Siben « *Systèmes de radiocommunications avec les mobiles* » EYROLLES, Paris 1997.
- [9]. S. Ohmori, H. Wakana, S. Kawase, « *Mobile satellite communications* ». Artech House, Boston. London 1998.
- [10]. O. Polovnikov, « *a rendez vous navigation algorithm for orbit determination based on visual measurements by space vehicle crew members* ». ELSEVIER. Aerospace Science and technology 4. (2000) 267-275. June 2000.
- [11] O. Montenbruck, « *an epoch state filter for use analytical orbit models of low earth satellites* » ELSEVIER Aerospace Science and technology 4. (2000) 277-287. June 2000.
- [12] Sites internet : <http://www.effetDoppler.com>
-

[13] <http://www.isteeem.univ-montp2.fr/mangan/doppler.html>

[14] Irfan Ali Naofel El-Dhahir, and J.Hershey, « *Doppler characterization for LEO satellites*»
IEEE Transactions on communications VOL.46.NO.3.March1998.

[15] M. Lemaitre, G. Verfaillie, F. Jouhaud, J. M. Lachiver, and N. bataille, « *Selecting and scheduling observations of agile satellites* » ELSEVIER Aerospace Science and Ttechnology 6.(2002)367-381.July2002.

[16] Irfan Ali Naofel El-Dhahir, and J.Hershey, « *Predicting the visibility for LEO satellites*»
IEEE Transactions on aerospace and electronic systems VOL. 35 NO.35 .March 1998.

[17] Irfan Ali Naofel El-Dhahir, and J. Hershey, « *Accurate Doppler characterization for LEO satellites*»
Corporate Research and development .May1997.

[18] M. H. You, S. I. Lee, « *Doppler prediction scheme for user terminals in LEO mobile satellite communications* » Sixth international mobile satellite conference, Ottawa, June 1999.

[19] A. Amanullah, R. velarde, f. Onochie, « *Resiever front end impairments modeling for user terminals in a mobile satellite system* » Sixth international mobile satellite conference, Ottawa, June 1999.

[20] Chang Hee Won, « *Comparative study of various control methods for attitude control of LEO satellite* »
ELSEVIER Aerospace science and Technology NO 5.323-333 February 1999.

Annexe 1

Le Spectre de fréquence exploitable dans la télécommunication :

Nbre de bande	Nom de bande	Symbole	Fréquence
4	VLF		3-30 KHz
5	LF		30-300 KHz
6	MF		300-3000 KHz
7	HF		3-30 MHz
8	VHF		30-300MHz
9	UHF		300-3000 KHz
10	SHF	L bande	1-2 GHz
		S bande	2-4 GHz
		C bande	3-30 GHz
		X bande	4-8 GHz
		Ku bande	8-12 GHz
11	EHF	K bande	12-18 GHz
			18-27 GHz
			30-300 GHz
12		Ka bande	27-40 GHz
		Ondes millimétriques	40-300 GHz
		sub-millimétriques	300-3000 GHz

Note : N nombre de bande varie de $0,3 * 10^N$ jusqu'a $3 * 10^N$ Hz.

Les principaux caractéristiques des constellations satellitaires de type LEO et MEO en opération :

Constellation	IRIDIUM	GLOBALSTAR	ODYSSEY	ARIES
Société	Motorola	Qualcomm	TRW	—
Altitude	780 km	1414km	10354km	1020km
Nbr de satellites	66	48	12	48
Nbr d'orbites	6	8	3	—
Inclinaison <i>i</i>	86,4°	52°	50°	—
Angle d'élévation minimum 9min	8.2°	20°	30°	---
Poids	700 kg	—	—	—
Durée de vie	5-8 années	5-8 années	5-8 années	5-8 années

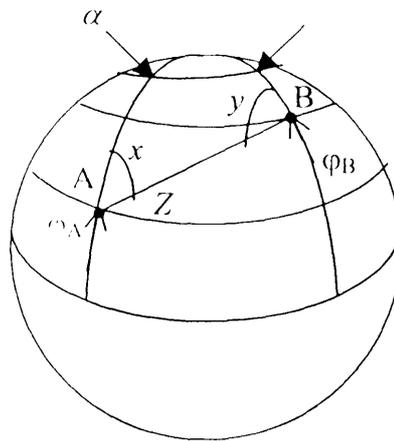
Annexe 2

Calcul sur le grand cercle :

Soient A et B deux points de la surface terrestre de latitude φ_A et φ_B , présentant une Différence de longitude de a .

Pour évaluer rapidement la distance entre ces points, il faut effectuer des calculs sur la sphère terrestre (figure), line latitude nord est considérée comme positive, une latitude sud comme négative.

Soient x et y , les angles fait par le grand cercle passant par a et b avec les cercles de longitude et Z la distance curviligne AB.



Figure

$$\tan \frac{1}{2}(y - x) = \cot \operatorname{an} \left(\frac{\alpha}{2} \right) \times \frac{\sin \left(\frac{\varphi_B - \varphi_A}{2} \right)}{\cos \left(\frac{\varphi_B + \varphi_A}{2} \right)}$$

$$\tan \frac{1}{2}(y + x) = \cot \operatorname{an} \left(\frac{\alpha}{2} \right) \times \frac{\cos \left(\frac{\varphi_B - \varphi_A}{2} \right)}{\sin \left(\frac{\varphi_B + \varphi_A}{2} \right)}$$

$$\tan \left(\frac{z}{2} \right) = \tan \left(\frac{\varphi_B - \varphi_A}{2} \right) \times \frac{\sin \left(\frac{x + y}{2} \right)}{\sin \left(\frac{y - x}{2} \right)}$$

ABSTRACT

Doppler shift is a natural phenomenon in mobile communication and causes severe phase distortion and performance degradation especially in LEO mobile communication systems. This distortion comes from the faster movement of a satellite relative to that of a terminal and an earth station. Because the satellite has a bigger relative velocity to the surface of the earth, the Doppler frequency shift affects the carrier frequency largely in received signal from of communication canal. Doppler has to be estimated and compensated for to enable reliable communication.

In this work, we propose a new Doppler prediction scheme using location information of a user terminal and a satellite. In this prediction method for the Doppler frequency using change Ali's algorithm, the user terminal can be know its position on the earth and the distance between satellite and use terminal. The showed simulation results can be adapt can for ameliorate the prediction frequency shift. The comparison between Ali's method and our method is a most applicable in LEO and MEO satellite systems and have a lot of information on the user terminal and satellite. We makes the LEO satellite systems with of a range an altitude between 1,000 km and 2,000 km and inclination the 53° for circular orbit.

ملخص

إن مفعول دوبلر ظاهرة طبيعية في الاتصالات المتحركة ويسبب تمدد في الطور منقوصا بذلك من فعالية أنظمة الأقمار الصناعية .

بمان سرعة القمر الصناعي مرتفعة بالنسبة إلى الأرض بسطح الأرض ، فإن التغير في التواتر الناتج عن مفعول دوبلر سيؤثر على التواتر الأصلي. ولذلك يجب تقديره ثم تعويضه من أجل الحصول على إتصالات جيدة.

لقد قمنا بتطوير طريقة جديدة تعمل على التنبأ في التغير الحاصل في لتواتر ثم تعويضه وهذا في أنظمة الإتصالات بالأقمار الإصطناعية ذات الإرتفاع المنخفض.

من خلال النتائج المتحصل عليها وبالمقارنة مع طريقة علي توصلنا إلى نتائج جيدة وأنها تتميز بتوفرها على وضعية القمر الإصطناعي والنقال في أي لحظة.

أجرينا الإختبارات على أنظمة ذات الإرتفاع المنخفض من ألف إلى ألفين كلم وذات مدار مائل بثلاثة وخمسون درجة.

Résumé

Le changement de Doppler est un phénomène naturel dans la communication mobile et cause une grave distorsion de phase et la dégradation des performances particulièrement dans les systèmes de communication de LEO. Cette distorsion vient du mouvement plus rapide d'un satellite par rapport à un terminal ou une station terrienne. Parce que le satellite a une vitesse relative plus grande par rapport à la surface de la terre, le changement de fréquence de Doppler affecte la fréquence porteuse en grande partie dans le signal reçu du canal de transmission. Le Doppler doit être estimé et compensé pour permettre une communication fiable.

Dans ce travail, nous proposons une nouvelle méthode de prédiction de Doppler en utilisant l'information de la position du terminal et du satellite. Dans cette méthode de prédiction du changement de la fréquence Doppler employant l'algorithme d'Ali, l'utilisateur terminal peut connaître sa position sur la terre et la distance qui le sépare du satellite. Les résultats de simulation ont montrés qu'on peut faire une adaptation pour améliorer la prédiction du changement de la fréquence. La comparaison avec la méthode d'Ali a montré que notre méthode est la plus applicable dans les systèmes de satellites LEO et MEO et avoir beaucoup d'information sur le terminal utilisateur et le satellite. Nous prendrons le cas des systèmes de satellites LEO d'une gamme d'altitude entre 1.000 km et 2.000 km avec inclinaison de 53° pour l'orbite circulaire.