

**République Algérienne Démocratique et Populaire**  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique  
Université de Batna  
Faculté des Sciences de l'ingénieur  
Département d'Electronique

**MEMOIRE**

Présenté pour l'obtention du Diplôme de

MAGISTER EN ELECTRONIQUE

OPTION : MICRO-ONDES

Par

**GAREH MESSAOUD**

**Thème**

**MODELISATION D'UN SYSTEME DE COUVERTURE  
A BASE D'UNE CONSTELLATION DE SATELLITES  
ETUDE DU PROBLEME DU HANDOVER**

Soutenu le :

Devant le jury composé de :

Dr. Malek BENSLAMA	Professeur	Université de Constantine	Président
Dr. Djamel BENATIA	Maître de Conférences	Université de Batna	Rapporteur
Dr. Moussa BENYOUCEF	Maître de Conférences	Université de Batna	Examineur
Dr. Nabil BENNOUDJIT	Chargé de Cours	Université de Batna	Examineur
Dr. Tarek FORTAKI	Chargé de Cours	Université de Batna	Examineur

# *Remerciements*

Tout d'abord je dois remercier dieu qui m'a donné la santé et la volonté durant la réalisation de ce présent mémoire.

Puis je voudrais remercier mon directeur de thèse Dr : benatia Djamel ; maître de conférence à l'université de Batna pour son aide et pour la confiance qu'il a mise en moi, qu'il trouve ici toute ma gratitude et surtout ma parfaite considération de l'intérêt qu'il portait à ce travail depuis sa proposition de ce sujet. Je saurais gré à M. Dr. Malek BENSLAMA Professeur à l'université de Constantine qui a bien voulu présider le juré qui va examiner ce travail, et à Mrs : Dr. Moussa BENYOUCEF, Dr. Nabil BENNOUDJIT, et Dr. Tarek FORTAKI d'avoir accepté d'être membres du juré.

Mes remerciements vont également à tous mes amis de la promotion de magistère en communication option micro ondes pour les discussions et l'échange de connaissances que nous avons faits ensemble. Et particulièrement à mon collègue B.ABDESSALEM du magistère option robotique pour son aide en me fournissant la documentation nécessaire pour la résolution des problèmes mathématiques que j'ai du rencontrer tout au long de la préparation de cette thèse, sans oublier tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin à réaliser ce document.

## HISTORIQUE

L'avènement de la télécommunication par satellite a commencé fort discrètement en 1945 lorsque le chercheur Arthur Clarke publia dans la revue (*Wireless World*) une étude sur les possibilités d'établir rapidement un réseau mondial de télécommunications constitué seulement de trois satellites géosynchrones, c'est-à-dire placés sur une orbite où ils apparaissent fixes pour un observateur terrestre (orbite géostationnaire). A l'époque, à cause des sous équipements des systèmes de transmission intercontinentaux, personne n'a prit cette étude au sérieux, l'inventaire des technologies disponibles ne permettait pas d'envisager la mise en pratique d'un tel réseau avant plusieurs décennies. Après l'invention du transistor, très rapidement, il fut possible d'envisager la réalisation d'équipements électroniques embarqués à bord du satellite, d'ordinateurs à grande capacité de traitement, des systèmes légers de guidage et de pilotage des lanceurs. Ainsi, l'ensemble des équipements fondamentaux pour établir des réseaux de télécommunication par satellite devenait disponible.

Il devenait possible, à la fin des années 1950, de placer en orbite basse des satellites de communication d'abord passifs, puis actifs. C'est un satellite passif, constitué d'un ballon gonflé de 30 m de diamètre, qui permet au CNET d'établir la première liaison expérimentale en 1956. Puis, lancé en 1961, le satellite Tel star.

Depuis lors, les télécommunications par satellite n'ont cessé de se développer, d'abord avec Early Bird (Intelsat 1), lancé en 1965, premier satellite intercontinental. En parallèle, les Etats-Unis et l'URSS ont commencé la même année à créer leurs propres réseaux satellitaires nationaux. D'autres projets purement nationaux ont vu le jour progressivement au Canada, en Indonésie, au Japon, au Brésil, en Inde, au Mexique, en France, en Allemagne, en Espagne, etc. A chaque fois, il s'agissait de bénéficier de deux grands avantages qu'offre le satellite : tout d'abord d'avoir une couverture globale immédiate, ce qui n'est pas possible avec un réseau terrestre, ensuite et surtout d'établir simultanément des communications entre un ensemble de stations. Un réseau terrestre ne permet que des liaisons point à point alors que le satellite est capable de fournir des liaisons point multipoints, ce qui lui donne une très grande souplesse d'utilisation, en particulier dans le cadre de la diffusion.

## RESUME

Les systèmes de communication par les constellations de satellites basses orbites (LEO), exécutent fréquemment des transferts d'appels intersatellite ou *intersatellite handover* pour les utilisateurs mobiles et fixes. Dans ce mémoire on a étudié quelques modèles de distribution de la puissance émise par le satellite dans sa zone de couverture selon sa position relative à l'intérieur de celle-ci.

La distribution de probabilité de la visibilité de multiples satellites a été obtenue analytiquement. La distribution de la distance résiduelle du satellite cible et le nombre moyen de handover intersatellite durant un appel, lorsque plusieurs satellites peuvent être vus simultanément dans le champ de vision du terminal mobile des modèles proposés, ont été calculés et comparés à fin de choisir le modèle qui minimise significativement le taux de tentative de transfert d'appel (handover intersatellite). Cette étude a été faite également sous environnement multi faisceaux (spot beam) de la zone de couverture.

# Appendice

## Symboles

### Chapitre II

$\varphi$	Angle de couverture
$\mu$	Constant de kepler
$\vartheta$	Vraie anomalie
$\theta$	Angle d'élévation
$\theta_{MIN}$	Angle minimum d'altitude
$\Omega$	Ascension droit du noeud montant
$\xi$	Angle d'azimut
$\omega$	Argument de périégée
$a$	Axe semi principal de l'ellipse
$e$	Excentricité de l'ellipse
$f$	Vecteur de la somme de toutes les forces agissant sur la masse m
$fm$	Vecteur de la somme de toutes les forces agissant sur le satellite ayant la masse m
$G$	Constant universel de gravitation
$G$	Station terrestre
$h$	Vitesse régionale orbitale du satellite
$h$	Altitude de satellite
$i$	Angle d'inclination du plan orbital
$Lg$	Latitude relative de la station terrestre
$Lg$	Longitude relative du station terrestre
$Ls$	Altitude de satellite
$M$	La masse de la terre
$N$	Nombre total de satellites dans la constellation
$P$	Nombre de plans orbitaux
$r$	Vecteur d'accélération de la masse
$R_E$	Diamètre de la terre
$R$	Distance entre les deux corps
$S_0$	Point sub-satellite
$S$	Satellite
$S$	Nombre de satellites par plan orbital
$V_a$	La vitesse de satellite au apogée
$V_p$	La vitesse de satellite au périégée
$V$	Vitesse de satellite

### Chapitre III

$\beta_i$	Ascension droite du noeud montant
$\varepsilon_{min}$	Angle d'élévation minimum
$\delta$	Angle d'inclination de chaque orbite plane par rapport à l'équateur

$\alpha$	Latitude du point Q
$\beta$	Longitude du point Q
$\psi$	Angle d'élévation minimale
$\rho$	Rayon du spot beam
$C$	Classe du spot beam
$C_m$	Classe du spot beam la plus élevée
$C_T$	Class du seuil
$h$	Altitude du satellite
$\overline{K}$	Nombre moyen de handover d'intersatellite
$L$	Distances entre deux spots beams
$L_s$	Distance entre deux SSP
$M_i$	Nombre de satellites candidates
$N_0$	Nombre de plans orbitaux
$N$	Nombre de satellites candidates
$N_{SO}$	Nombre de satellites dans un plan orbital
$Q$	Le nombre de spot beam
$R_E$	Diamètre de la terre
$R_S$	Diamètre de la zone de couverture
$R$	Diamètre de la zone de couverture
$\overline{T_m}$	Durée d'appel
$v$	Vitesse de satellite
$X$	Distance résiduelle

## LISTE DE FIGURES

Figure I.1 : Constellation de satellites iridium (Utilisation de 6 orbites)	03
Figure I.2 : Caractéristiques du Handover	05
Figure I.3 : Architecture d'une constellation de satellites	06
Figure I.4 : Handover intra-satellite (Inter-Beam Handover)	09
Figure I.5 : Handover inter-satellites	10
Figure I.6 : Hard Handover	12
Figure I.7 : La diversité commutée du Handover	13
Figure I.8 : La diversité combinée du Handover	14
Figure I.9 : La diversité de signalisation	15
Figure II.1 : Le Plan orbitale du satellite	21
Figure II.2 : La Surface balayée par le rayon R par unité de Temps	22
Figure II.3 : Les paramètres de satellites dans le système de coordonnées géocentrique <i>Equatorial</i>	25
Figure II.4 : Localisation du satellite par Les angles de vision	26
Figure II.5 : La zone couvert par un satellite à une altitude $h$	30
Figure II.6 : Couverture de la terre	30
Figure III.1 : Position du $i^{\text{eme}}$ plan Orbital	31
Figure III.2 : Zone de couverture	32
Figure III.3 : $Y (L_i)$ dans la zone de couverture	32
Figure III.4 : Choix du Satellite Cible	35
Figure III.5 : Distribution graduée de la puissance dans la zone de couverture	36
Figure III.6 : Système de Coordonnées du Gain d'antenne de L'émetteur du Satellite	37
Figure III.7 : Franchissement de la frontière d'un cercle	38
Figure III.8 Calcul de $P_r$	40
Figure III.9 : La couverture sous environnement Spot-Beam	43
Figure IV.1 : Le nombre moyen de Satellites candidats pour différentes latitudes (Const1)	47
Figure IV.2 : Le nombre moyen de Satellites candidats Pour différentes latitudes (Const2)	58

Figure IV.3 : La moyenne de la distance résiduelle pour R=1000km	49
Figure IV.4 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellite pour le modèle EPT (R=850Km)	50
Figure IV.5 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellite pour le modèle EPT(R=1000Km)	51
Figure IV.6 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellite pour le modèle EPT(R=1500Km)	51
Figure IV.7 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellite pour le modèle EPT (R=850, 1000, 1500Km)	52
Figure IV.8 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellite pour le modèle NUPT(R=850Km)	52
Figure IV.9 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellite pour le modèle NUPT(R=1000Km)	53
Figure IV.10 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellite pour le modèle (NUPT) $\overline{T}_M = 150s$ ( $\overline{X}_M = 67Km$ ), (R=850, 1000, 1500Km)	53
Figure IV.11 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellitaire NUTS (T=150s) et EPTS (T=212s), R=1500Km	54
Figure IV.12 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellitaire NUTS (T=150s) et EPTS (T=150s), R=1000Km	54
Figure IV.13 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellitaire NUTS (T=150s) et EPTS (T=150s), R=850Km	55
Figure IV.14 : Les caractéristiques du Handover pour l'algorithme ISHM	56
Figure IV.15 : Les caractéristiques du Handover pour L'algorithme IBHM	57
Figure IV.16 : Les caractéristiques du Handover pour L'algorithme hybride	58



# SOMMAIRE

<b>INTRODUCTION GENERALE</b>	01
<b><u>CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES SYSTEMES DE CONSTELLATIONS DE SATELLITES (LEOs)</u></b>	
I.1 Introduction	03
I.1.1 Exemple d'une constellation de satellites LEOs	03
I.2 Description d'une constellation de satellites LEOs	04
I.3 Architecture du réseau LEOs	05
I.4 Principe de communication par les systèmes de constellation	07
I.5 Gestion de la mobilité radio dans les systèmes LEOs	07
I.5.1 Principe de base du Handover	07
I.5.2 Gestion du Handover (Phases du Handover)	07
I.5.3 Le lancement du Handover	08
I.5.4 Types de Handover	09
I.5.5 Contrôle du Handover	10
I.5.6 Evaluation de la procédure du Handover	16
<b><u>CHAPITRE II : CARACTERISTIQUES DE CONSTELLATION DE SATELLITES LEOs ET PARAMETRES ORBITAUX</u></b>	
II.1 Mouvement des satellites dans leurs orbites	18
II.1.1 Historique	18
II.1.2 Equation de satellite-orbite, première loi de Kepler	19
II.1.3 La surface balayé par le satellite par unité de temps, deuxième loi de Kepler	22
II.1.4 La période de l'orbite, troisième loi de Kepler	22
II.1.5 La vitesse du satellite	23
II.2 Localisation du Satellite	24
II.2.1 Introduction	24
II.2.2 Les paramètres de Satellite	24
II.2.3 Localisation du satellite par les angles de vision	26
II.3 Conception de constellation de Satellites	29
II.3.1 Considération de conception	29

### **CHAPITRE III : OPTIMISATION DU NOMBRE DE TENTATIVES DE TRANSFERT (HANDOVER) DURANT UN APPEL**

III.1	Visibilité de multiple satellites dans une constellation de satellites	31
III.2	Présentation du mécanisme du Handover	34
III.2.1	Etude comparatif de différentes méthodes	34
III.2.2	Modèle de la mobilité	38
III.2.3	Environnement de multiples Spot-Beam	42

### **CHAPITRE IV: MODELISATION DU PROBLEME DU HANDOVER, RESULTATS ET DISCUSSIONS**

IV.1	Introduction	46
IV.2	Visibilité de multiples satellites	46
IV.3	Distribution de la distance résiduelle	49
IV.4	Le Nombre moyen de Handover Inter Satellitaire durant un appel	49
IV.4.1	Environnement normal	49
IV.4.2	Environnement Spot-Beam	56
	<b>CONCLUSION GENERALE</b>	<b>59</b>

## **INTRODUCTION GENERALE**

L'avantage majeur que représentent les systèmes de communication, basés sur les constellations de satellites dans les orbites basses de la terre LEO (Low Earth Orbit), par rapport aux réseaux terrestres, réside dans la couverture mondiale du globe. Elles permettent aux usagers de disposer d'un service de télécommunication étendu sur une zone très importante, et de pouvoir poursuivre une communication tout en se déplaçant dans des zones (montagnes, caves ....etc.) qui ne sont pas couvertes par les systèmes terrestres tel que le GSM.

Cependant ces systèmes sont caractérisés par un taux très élevé de tentatives de Handover, qui peuvent dégrader significativement leurs performances.

Comme les systèmes radio-mobiles terrestres et les systèmes de constellation LEO doivent offrir le service de la mobilité avec ces deux niveaux de gestion (radio et réseau), par conséquent deux mécanismes sont réservés depuis longtemps aux systèmes radio-mobiles, l'un de ces mécanismes, pour la gestion réseau, s'oriente vers la gestion de la localisation [1], l'autre pour la gestion radio, appelé transfert automatique inter satellitaire (Handover). Dans ce mémoire on ne s'intéresse qu'au mécanisme du Handover, ce dernier assure les transferts de communications entre les différentes zones couvertes par le réseau satellitaire. En effet, ce mécanisme a été préalablement étudié [2-9].

Dans la littérature [2] [8] et [9], une étude sérieuse a été faite dans le but de garantir une probabilité d'exécution du Handover nulle, en contrôlant le canal par une stratégie de réservation dans les cellules qui vont être franchies par l'utilisateur, et en essayant d'utiliser au maximum le canal, permettant ainsi au système de manipuler un nombre plus important d'utilisateurs.

Dans la référence [3], l'étude a traité le problème de calcul statistique d'interférence co-canaux dans les mesures de force du signal reçu et qui seront utilisés pour analyser les performances du Handover dans les systèmes terrestres et par analogie pour les réseaux satellitaires.

Concernant les caractéristiques de transfert d'appel (Handover) pour un satellite non ombragé, lorsque le satellite qui est en cours de communication est ombragé, ont été analysés pour les utilisateurs fixes (FT) [4], [5], [7], où la visibilité simultanée de plus d'un satellite est exigée [4]. Des modèles concernant la manière de transmettre et de distribuer la puissance à l'intérieur de la zone de couverture, lorsque deux ou plusieurs satellites peuvent être vus simultanément, ont été proposés dans le but de réduire le taux de tentatives de Handover durant un appel [5].

En tenant compte de toutes ces informations, définissant ainsi l'état de l'art, dans le présent mémoire nous allons modéliser le problème du point de vue couverture, quand plusieurs satellites peuvent être vus simultanément pour un terminal mobile (MT) selon sa position relative à l'intérieur de la zone de couverture et de la puissance qu'il reçoit.

Pour cela notre mémoire va être structurée autour de quatre chapitres organisés comme suit :

*Le premier chapitre* concerne les généralités sur les systèmes de constellation de satellites (LEO), dans ce chapitre nous donnerons quelques définitions sur les paramètres qui les caractérisent.

Dans le *deuxième chapitre* nous étudierons les caractéristiques d'une constellation de satellites basse orbite LEO et les paramètres orbitaux qu'on doit prendre en considération, lors de la conception de cette dernière. Ce chapitre comporte l'étude du : mouvement de satellite, la localisation de satellite dans son orbite, la vitesse d'un satellite.

Dans le *troisième chapitre* nous commençons notre modélisation du problème par l'analyse de la distribution de la probabilité de visibilité de multiples satellites pour une latitude arbitraire, puis on va déterminer la distribution de la distance résiduelle pour le satellite choisi, ainsi que le nombre moyen de Handover inter satellitaire pendant un appel et sous deux environnements : Environnement normal et environnement spots-beams.

*Le quatrième chapitre* fait l'objet de commentaires et discussions de nos résultats obtenus par notre modélisation.

## **Chapitre I :** \_\_\_\_\_

# **GENERALITES SUR LES SYSTEMES DE CONSTELLATIONS DE SATELLITES (LEO)**

---

### ***RESUME***

*Ce chapitre est réservé essentiellement aux généralités sur les systèmes de constellations de satellites (LEOs), avec les notions de bases et les définitions des paramètres qui les caractérisent à savoir : l'architecture des systèmes LEOs, principe de communication par les réseaux LEOs et gestion de la mobilité dans ces systèmes (Mécanisme du Handover ).*

## I.1 INTRODUCTION

Depuis les années 80, les satellites géostationnaires ont démontré leur efficacité pour les systèmes de télécommunications. C'était avec le lancement de la première génération des systèmes satellitaires de télécommunications mobiles (INMARSAT) en 1982. Malgré l'intérêt des systèmes GEO pour les communications maritimes, ils ne sont pas adaptés aux systèmes de communications personnelles qui nécessitent des terminaux légers et petits. D'où la nécessité des systèmes à orbites basses comme les satellites LEO. Deux types de satellites LEO ont été proposés «petit-LEO» pour les applications à faible débit et «grand-LEO» pour les applications à haut débit. Plusieurs systèmes sont proposés, par exemple : IRIDIUM, GLOBALSTAR, SKYBRIDGE, ODYSSEE [10-12].

### I.1.1 Exemple d'une constellation

La constellation IRIDIUM [10] est mise en service depuis 1998. Cette constellation comporte 66 satellites LEO repartis sur six orbites, chaque orbite comporte 11 satellites qui sont liés entre eux pour former un réseau spatial complet. Les paramètres caractérisant cette constellation sont les suivants :

- Les orbites sont séparées de  $31.6^\circ$  avec la même direction de rotation,
- Altitude de 780 Km,
- Poids de chaque satellite est de 700Kg,
- Durée de vie : 6 ans,
- Vitesse: 2400 km/h,
- Chaque satellite contourne la terre en 100 min.

La constellation est représentée dans la figure (I.1) :



Figure I.1 : Constellation de satellites Iridium (Utilisation de 6 orbites)

## I.2 DESCRIPTION D'UNE CONSTELLATION DE SATELLITES LEO

On définit plusieurs termes pour décrire une constellation :

- **Les Orbites :**

C'est le trajet parcouru par un satellite autour de la terre. Une orbite inclue plusieurs satellites qui tournent sur la même boucle. La hauteur d'une orbite est donnée en fonction de la zone couverte par le satellite qui y appartient. Chaque constellation utilise un nombre bien défini d'orbites.

- **Les Liens Inter-Satellites :**

Les ISL (Inter Satellite Link) peuvent relier les différents satellites afin de réaliser un réseau spatial. Ces liaisons ne sont pas obligatoires ; IRIDIUM utilise ces liens pour relier chaque satellite avec deux satellites de son orbite et deux satellites des orbites voisines.

- **Le Foot-Print :**

Dans un système de constellation, les satellites sont équipés par des antennes à multifaisceaux (spot beam), ces faisceaux sont définis comme des angles solides intersectés selon une découpe qui définit une cellule dans la zone couverte par le satellite. Ces cellules sont organisées selon un modèle régulier, appelé foot-print.

Du point de vue déplacement des cellules, on définit deux types de constellations :

1. Celles aux cellules fixées aux satellites, se déplaçant par rapport à la terre.
2. Celles aux cellules fixées à la terre, se déplaçant par rapport aux satellites.

- **Le Transfert de communication (Handover) :**

Lorsqu'un utilisateur passe d'une cellule à une autre, un transfert de communication (handover ou hand-off) est exécuté, La figure (I.2) illustre les caractéristiques du handover dans chacun des deux réseaux : terrestre et satellitaire. Dans un réseau terrestre, cas (a), toutes les stations de base dans une cellule sont fixes alors que l'utilisateur se déplace d'une cellule à l'autre et par conséquent un handover s'exécute à la frontière de la première cellule. En systèmes LEOs, le satellite et l'utilisateur se déplacent et un handover est lancé lorsque ce dernier se trouve en dehors de la zone couverte par le satellite. Cependant, on peut considérer un terminal mobile comme une station fixe, car la vitesse du satellite est plus grande que celle du MT, dans ce cas on peut dire que le handover est causé par le mouvement du satellite. Les types de handover les plus connus sont : handover entre deux satellites (Inter-Satellite Handover ) et

handover intrasatellites (Inter-Beam Handover), le premier type fait l'objet de notre étude dans ce mémoire, il sera traité dans les paragraphes suivants.

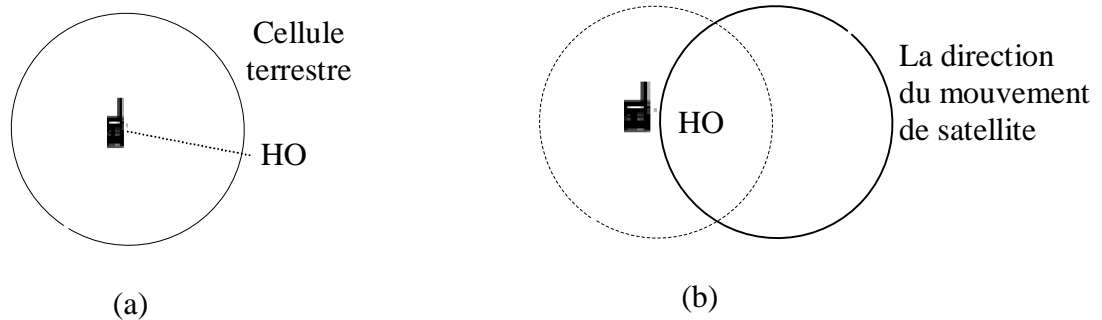


Figure I.2 : Caractéristiques du Handover

a -Réseau Terrestre      b-Réseau Sat.

• **Effet Doppler :**

C'est le décalage entre les fréquences émises et reçues dû à la vitesse relative de l'émetteur et du récepteur. Si un satellite se déplace à une vitesse donnée, et envoie sur une fréquence  $f$ , un utilisateur en arrière du satellite reçoit une fréquence  $f - df$  et un autre utilisateur en avant reçoit une fréquence  $f + df$ . Le décalage fréquentiel est en relation avec l'élévation de l'orbite, de la distance entre l'émetteur et le récepteur et du délai de propagation du champ magnétique du signal.

**I.3. ARCHITECTURE DU RESEAU LEOs**

Le réseau est composé d'un ensemble de satellites placés en orbites basses qui constituent avec quelques stations de base un système de communication global et accessible à tous les points de la terre. Les satellites peuvent être reliés entre eux à travers des ISL [13]. Ces ISL (dans le cas du système IRIDIUM) sont au nombre de quatre, leur rôle, est de permettre à un satellite d'être relié aux deux satellites adjacents de son plan (même orbite) et aux deux autres des plans voisins (un satellite sur chaque plan adjacent droite et gauche).

Ainsi la proposition faite par le CNES pour le projet RNRT et pour des autres systèmes comme SKYBRIDGE ou GLOBALSTAR, de ne pas utiliser des ISL. Notant que les stations terrestres nommées GateWay (G/W) peuvent servir à plusieurs fonctions comme, relier le réseau satellitaire à d'autres réseaux terrestres. L'architecture générale du système est représentée dans la figure (I.3).



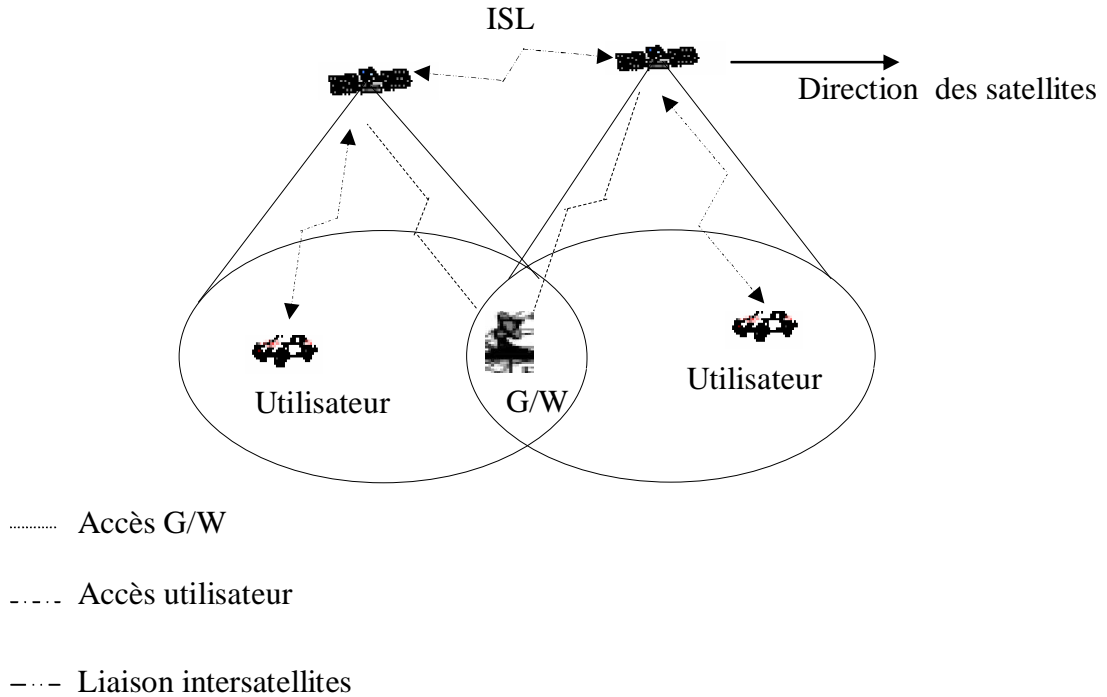


Figure I.3 : Architecture d'une Constellation de Satellites

Plusieurs paramètres d'architecture caractérisent une constellation. Parmi ces paramètres on peut citer :

- 1- Le nombre de satellites,
- 2- Le nombre de plans orbitaux,
- 3- L'Inclinaison des plans orbitaux,
- 4- l'espacement relatif des plans orbitaux,
- 5- Le nombre de satellites dans chaque plan orbital,
- 6- Le déphasage relatif de satellites dans le même plan orbital,
- 7- Le déphasage relatif de satellites dans deux plans orbitaux voisins,
- 8- L'altitude des plans orbitaux,
- 9- L'angle d'élévation minimale.

## **I.4 PRINCIPE DE COMMUNICATION PAR LES SYSTEMES LEO<sub>S</sub>**

Les systèmes de communication par satellites (LEO<sub>S</sub>) sont basés sur les constellations de satellites organisées dans plusieurs plans orbitaux et avec plusieurs satellites par orbite. Ces systèmes peuvent être classés par catégorie selon deux approches de conception, des systèmes incorporant des liens intersatellite (ISL), tels que l'Iridium et Teledesic, et des systèmes sans liens d'intersatellite, tels que Globalstar, Ellipso et Skybridge. Dans tous systèmes, les utilisateurs communiquent entre eux via le système satellitaire ou par des stations reliées à un certain réseau terrestre, dans ce cas une station terrestre de passage (GATWAY) est exigée pour connecter le réseau satellitaire avec le réseau terrestre. Dans les systèmes incorporant des liens intersatellite, une installation de raccordement exige qu'au moins un satellite soit en visibilité avec la station terrestre source (l'utilisateur ou G/W) et au moins un autre satellite soit aussi en visibilité avec la station terrestre destinataire (utilisateur ou G/W), par contre dans les systèmes sans liens d'intersatellite, un satellite doit être en visibilité avec l'utilisateur et en même temps avec la station terrestre de passage (G/W). Ceci s'appelle la visibilité mutuelle.

## **I.5 GESTION DE LA MOBILITE RADIO DANS LES SYSTEMES LEO<sub>S</sub>**

### **I.5.1 Principe de base du Handover**

Pendant la communication (transfert de données usager ou signalisation), le lien radio pour le quelle la communication se déroule est mesurée périodiquement. La détection d'une situation anormale déclenche une alarme. A la réception de cette alarme, le contrôleur de réseau (commutateur) cherche un nouveau satellite et un nouveau canal pour transférer les données. S'il en trouve, un handover sera déclenchée, sinon, la communication continue sur le même canal et des handovers sont périodiquement tentés. Après la réussite du handover, l'ancien canal est libéré et la communication prend un nouveau chemin.

### **I.5.2 Gestion du Handover (Phases du Handover)**

La gestion du Handover implique les fonctions de réseau qui permettent aux stations mobiles de changer leurs points d'accès à la station de base courant pendant une communication en assurant la continuité de la communication en cours.

La gestion du Handover n'assure qu'un raccordement actif d'appel est maintenu quand l'utilisateur mobile se déplace et change son point d'attachement en réseau.

Trois phases principales sont impliquées dans le handover : déclenchement du handover, décision du handover et exécution du handover [14]. La tâche principale impliquée dans la phase

de déclenchement du handover est le rassemblement d'informations telles que : les mesures concernant le lien radio ; si la qualité du lien radio tombe au-dessous d'un seuil prédéfini, un handover sera lancé. Basé sur les mesures effectuées, la phase de décision du handover choisira les ressources de la cible. Dans l'exécution du handover, des nouveaux raccordements sont établis et de vieux raccordements sont libérés en effectuant des échanges de signalisation entre l'utilisateur mobile et le réseau.

### **I.5.3 Le lancement du Handover**

Un handover peut être lancé si la performance du lien radio est faible ou à toute autre dégradation de qualité de service (QoS). Le réseau peut également lancer un handover pour des opérations et des entretiens. Les utilisateurs peuvent également lancer le handover qui résulte des conditions d'exécution de leurs exigences. En général, trois types de déclenchement du handover peuvent être distingués

- ***Les paramètres de QoS***

Les paramètres les plus communs du QoS qui lancent le handover sont : la qualité du lien radio, RSS (Received Signal Strength), RSSI (Received Signal Stretching to Interference Ratio).

D'autres formes de paramètres sont également possibles pour l'utilisateur dans le déclenchement du handover tel que le retard et le BER (Bit Error Rate). Ces paramètres sont surveillés sans interruption, par la station mobile ou le réseau ou tous les deux, et sont comparés au seuil prédéfini, afin de déterminer si un handover devait être lancé.

- ***Les paramètres du réseau :***

Ce type de lancement est dû aux critères de gestion du réseau tels que les issues d'utilisation ou d'entretien des ressources du système. Elle n'est pas directement reliée aux paramètres du QoS.

- ***Les paramètres de l'utilisateur :***

Ce type de lancement est dû principalement au profil de service de l'utilisateur ainsi sa structure tarifaire. On ne le lie pas directement aux paramètres du QoS. Cependant, Ce type de déclenchement du handover est plus applicable dans un environnement de réseaux intégrés, c'est-à-dire, le réseau satellite et terrestre intégré, tel qu'un utilisateur peut choisir de commuter à un autre réseau pour les meilleurs frais d'appel par exemple.

### I.5.4 Types de Handover

L'exécution du handover dans les constellations de satellites non géostationnaires est due principalement au mouvement du satellite. On distingue deux types de handover :

- **handover Intera- satellite (spot-beam handover) :**

Le handover Inter-faisceau se rapporte au transfert d'un appel à partir d'un spot-beam à l'autre qui appartient au même satellite. La figure (I.4) montre le scénario du handover d'inter-faisceau. Un tel handover est dû principalement au mouvement du satellite.

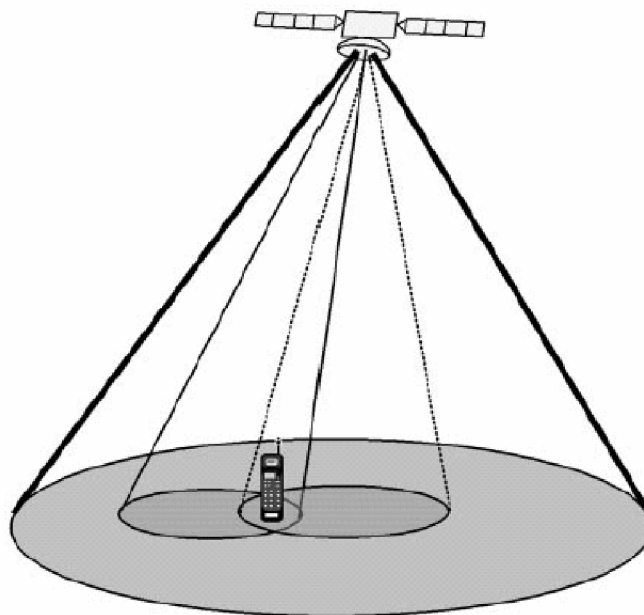


Figure I.4 : Handover intra-satellite (inter-beam handover)

- **Inter- satellite handover :**

Se rapporte au transfert d'un appel à partir d'un satellite à l'autre comme il est représenté sur la figure (I.5). Ce type de handover est dû au petit angle d'altitude en raison du mouvement du satellite. Comme l'angle d'altitude devient plus bas, la déperdition de propagation et la profondeur d'ombrage augmentent, ayant pour résultat une diminution de la puissance reçue. Contrairement au handover intra-satellite, les anciens et les nouveaux liens qui appartient aux différents satellites suivent des différents chemins.

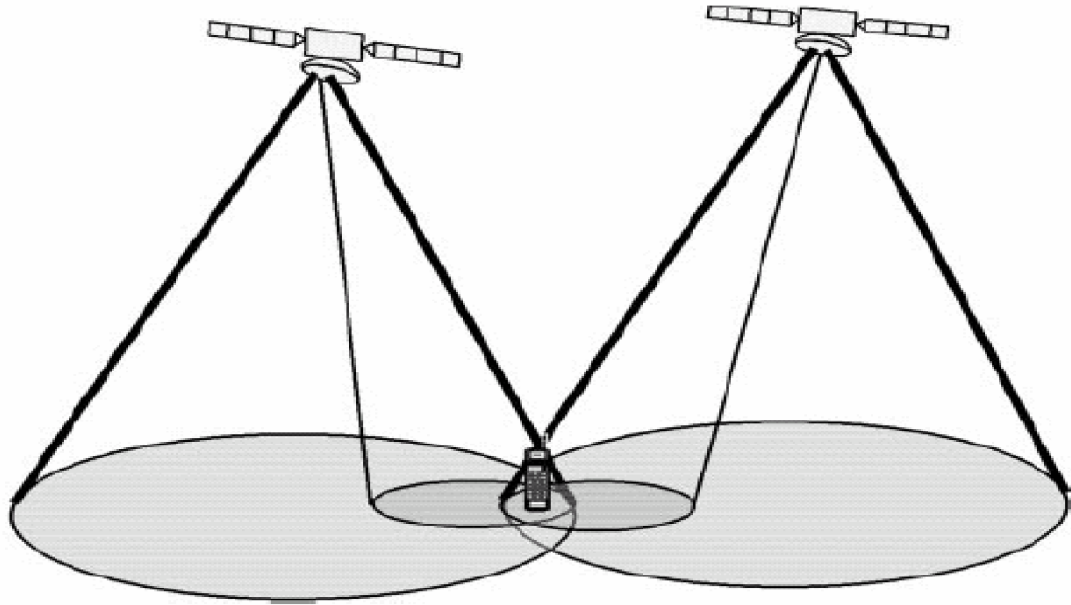


Figure (I.5): Handover Inter –Satellites

### I.5.5 Contrôle du Handover

Les stratégies du Handover se rapportent aux méthodes adoptées dans chacune des trois phases du handover.

Il y a quatre méthodes de contrôle du handover pour la phase de déclenchement et de décision du handover [15-16]:

- Mobile Controlled Handover (MCHO),
- Network Controlled Handover (NCHO),
- Mobile Assisted Handover (MAHO),
- Network Assisted Handover (NAHO).

Chaque méthode diffère dans l'emplacement des fonctions qui effectuent les mesures de lien radio et qui font la décision du handover. La station mobile ou le réseau peuvent exécuter les fonctions de mesure du lien radio. Cependant, seulement l'un parmi les deux prendra la décision du handover. L'avantage du MAHO réside dans le contrôle du handover réalisé à l'intérieur du réseau, ce qui permet une flexibilité vis-à-vis les modifications futures du système concernant les algorithmes de transfert, opérés au rythme de la croissance du trafic et du réseau.

Dans le cas du MCHO utilisé dans les systèmes à spot-beam où le transfert est commandé par le mobile et non pas par le réseau, la modification très rapide de l'environnement radio

nécessite une réaction tout aussi rapide de la procédure du handover. Dans ce cas, c'est la station mobile qui désigne le satellite cible directement par annonce à celui-ci.

Pour la phase de l'exécution du handover, deux méthodes peuvent être employées : l'établissement du lien et transfert du lien.

- **Etablissement du lien**

L'établissement du nouveau lien est réalisé par échange de messages entre le mobile et le satellite cible. Si l'échange a lieu via l'ancien lien, le handover est appelé (*backward handover*), dans ce cas, les nouveaux liens sont établis à partir du satellite courant. Cette solution peut être utilisée dans le cas du handover entre cellules du même type.

Dans le cas où les informations sont émises directement de la station mobile vers le satellite cible, on parle alors de (*forward handover*), dans ce cas, c'est le nouveau satellite qui doit établir le lien avec le réseau.

- **Transfert du lien**

Trois cas peuvent être distingués selon que l'ancien lien est libéré avant (hard handover), pendant (seamless handover) ou après (soft handover) l'établissement du lien avec le satellite cible.

- **Hard handover :**

Dans ce cas le terminal mobile (MT) ne gère qu'un canal radio unique à la fois, ce qui se traduit par une interruption plus ou moins longue de la communication pendant le transfert. Le nouveau lien est établi à l'avance au niveau du réseau de telle sorte à ce que la coupure ait une durée la plus courte possible. En outre, le (MT) garde le raccordement avec le satellite courant jusqu'à ce que le signal tombe au-dessous du niveau de seuil. Quand ceci se produit, le raccordement original sera libéré et le (MT) cherche un autre satellite approprié pour rétablir le raccordement. Une interruption au service sera inévitable et par conséquent le handover sans couture ne peut pas être effectué, la figure (I.6) illustre le hard handover.

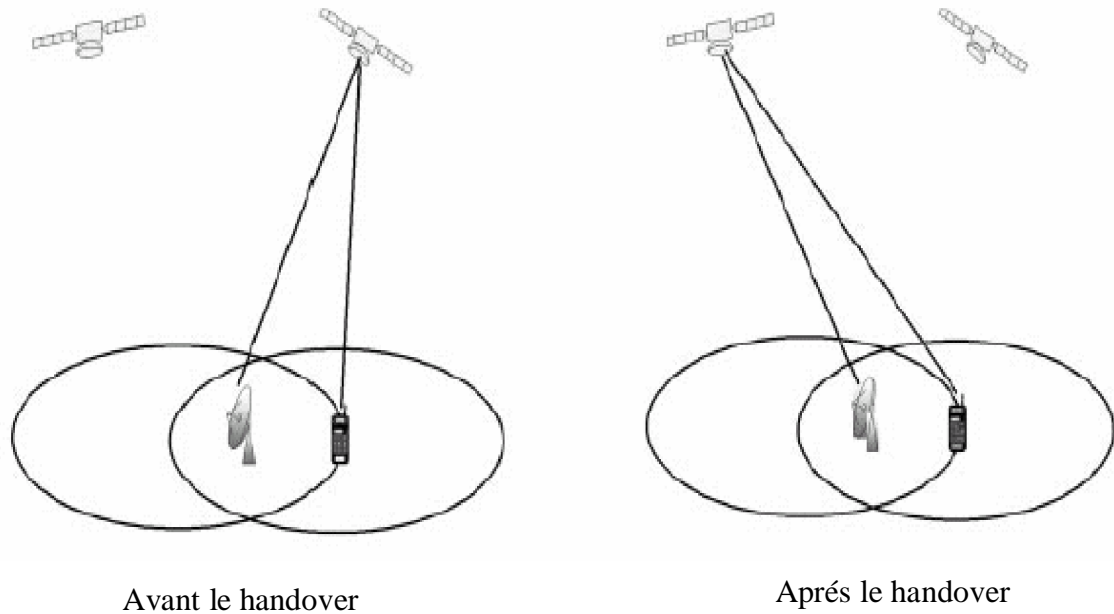


Figure I.6: Hard Handover

**- Seamless handover :**

Dans ce type de handover, la nouvelle liaison est établie en parallèle avec l'ancienne et le flux de données est transféré par le mobile sur les deux liens. Pendant le handover, seul l'ancien lien est actif, à la fin du handover le nouveau flux de données est activé (par commutation au niveau réseau), l'ancien flux est stoppé et l'ancien lien est libéré.

**- Soft handover :**

Ce handover a été introduit dans les systèmes CDMA, dans ce handover deux liens et deux flux correspondants sont activés pendant une période plus ou moins longue. Le terminal mobile est donc connecté simultanément à deux satellites (ou plus). Les deux liens, vus du mobile et du réseau, sont considérés comme un flot d'information unique. La complexité du système exige la mise en application des deux différents types de soft handover.

**- La diversité commutée :** implique que la communication est effectuée par un seul lien, elle consiste en trois étapes principales : (1) le raccordement d'appel est maintenu par les anciens liens, (2) l'établissement de nouveaux liens est en phase de préparation, (3) après que les nouveaux liens soient établis, le raccordement d'appel sera orienté vers les nouveaux liens. La synchronisation entre les anciens et les nouveaux liens est exigée pour que les paquets de

données puissent être commutés. La figure (I.7) montre les trois étapes du processus de diversité commuté, la configuration comporte un seul MT, deux satellites et une seule station terrienne simple (FES).

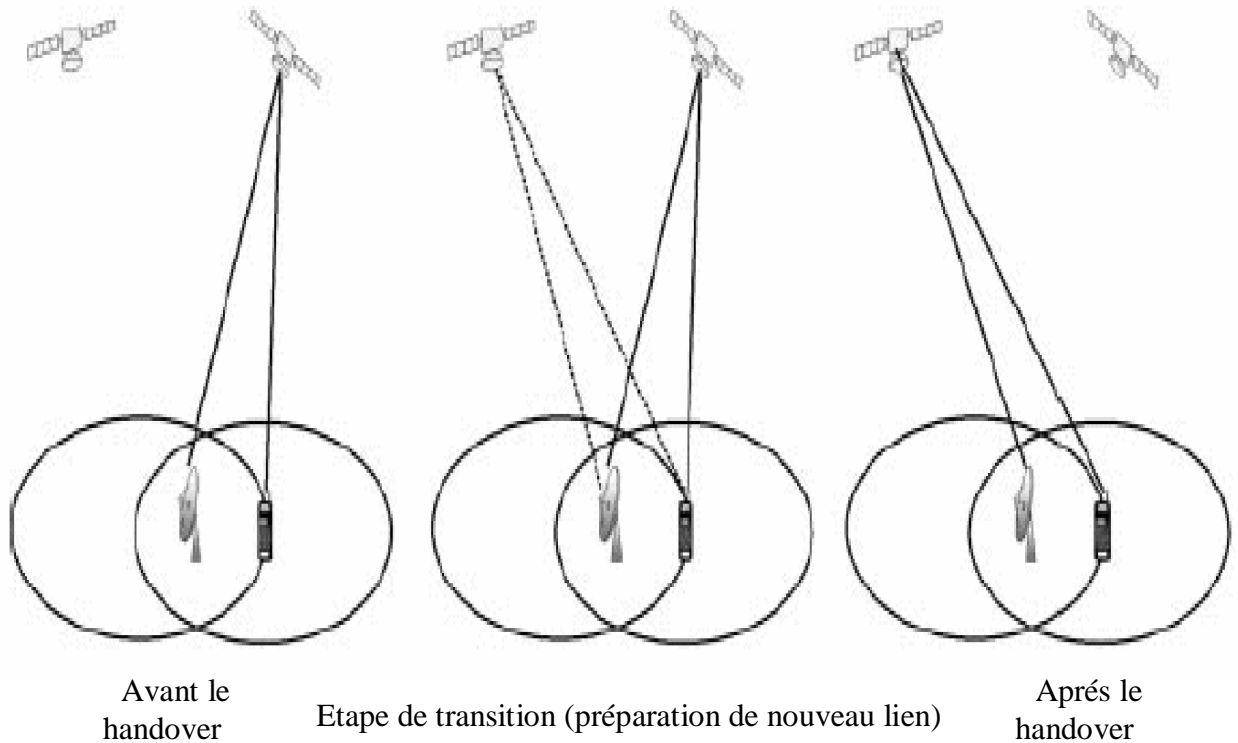


Figure I.7 : La diversité commutée du handover

- **La diversité combinée :** La diversité combinée implique que la communication est effectuée par les deux liens (ancien et nouveau) ensemble pendant un handover. Il y a également trois étapes semblables à la diversité commutée. La différence réside dans l'étape (2), les deux liens seront employés pour la communication, même lorsque les nouveaux liens ne sont pas entièrement établis. En outre, la synchronisation entre les anciens et les nouveaux liens est exigée de sorte que les paquets de données puissent être combinés. La figure (I.8) illustre le processus de la diversité combinée avec la même configuration de la diversité commutée.



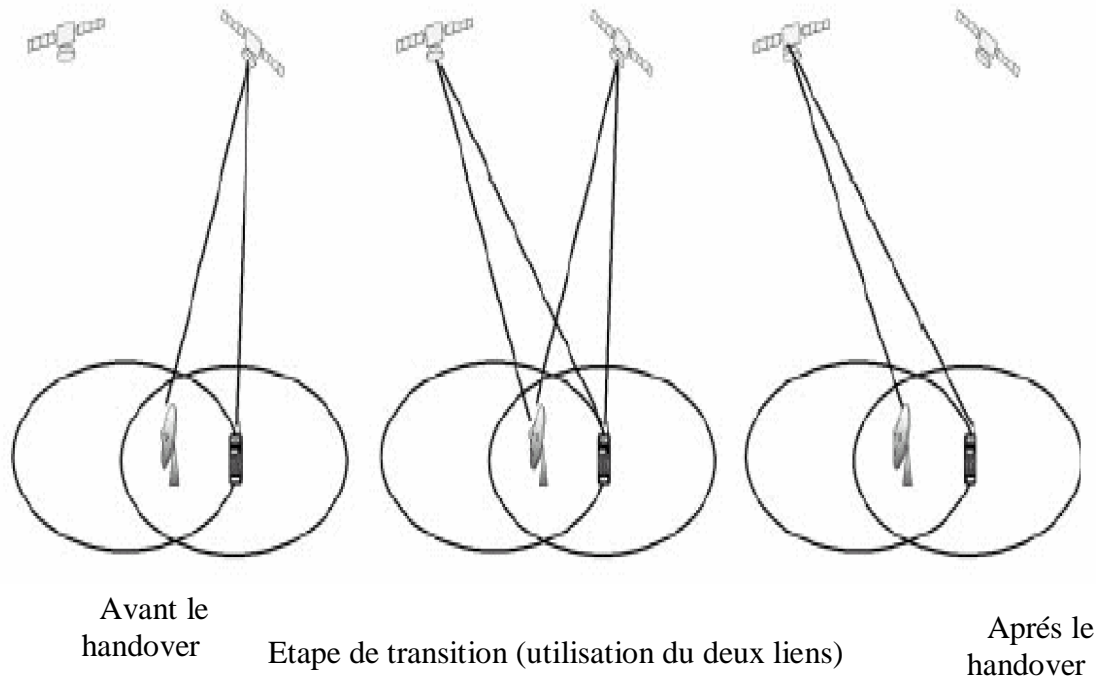


Figure I.8 : La diversité combinée du handover

- **Signalisation de la diversité** : Dans ce cas, les procédures de signalisation sont exécutées à travers de nouveaux et d'anciens liens de signalisation, alors que le trafic d'utilisateur continue à être transmis par l'ancien lien. Quand le nouveau canal du trafic est entièrement établi, le trafic d'utilisateur est alors commuté au nouveau lien et l'ancien lien sera libéré. Cette procédure est particulièrement utile pour le handover inter- segment entre le satellite et les segments terrestres, dans lesquels la différence du délai de propagation entre les deux liens est importante. Pour le handover inter-segment, il est difficile d'utiliser le soft handover, car ce dernier exige l'utilisation des anciens et nouveaux liens pour le trafic de l'utilisateur simultanément pendant l'étape de préparation du handover. Cependant, la synchronisation entre les deux raccordements sera difficile due à la différence dans le délai de propagation entre les deux liens. Ainsi, la signalisation de la diversité fournit une solution pour le handover inter-segment à établir le raccordement du trafic d'utilisateur cible tandis que l'original est toujours en service, bien que la transmission et la réception de signalisation simultanée de deux liens de l'utilisateur mobile MT est exigée. La figure (I.9) illustre la procédure de signalisation de diversité pour le handover de la station terrestre vers le satellite. Dans (a), la communication sera faite via le lien terrestre. Dans (b), un handover du lien terrestre vers le lien satellitaire est identifié, et la procédure de signalisation du handover sera procédée dans les deux Liens (satellite et terrestre). Dans (c), un

canal du trafic est établi et l'appel est transféré du lien terrestre vers le lien satellitaire. Pour le raccordement en temps réel du trafic, l'utilisateur va avoir une légère interruption, qui est égale à la différence entre le délai de propagation entre les deux liens. Cette procédure peut être considérée comme un handover de diversité asynchrone. Donc elle diffère du hard handover et du soft handover car aucune synchronisation n'est exigée sur le canal du trafic.

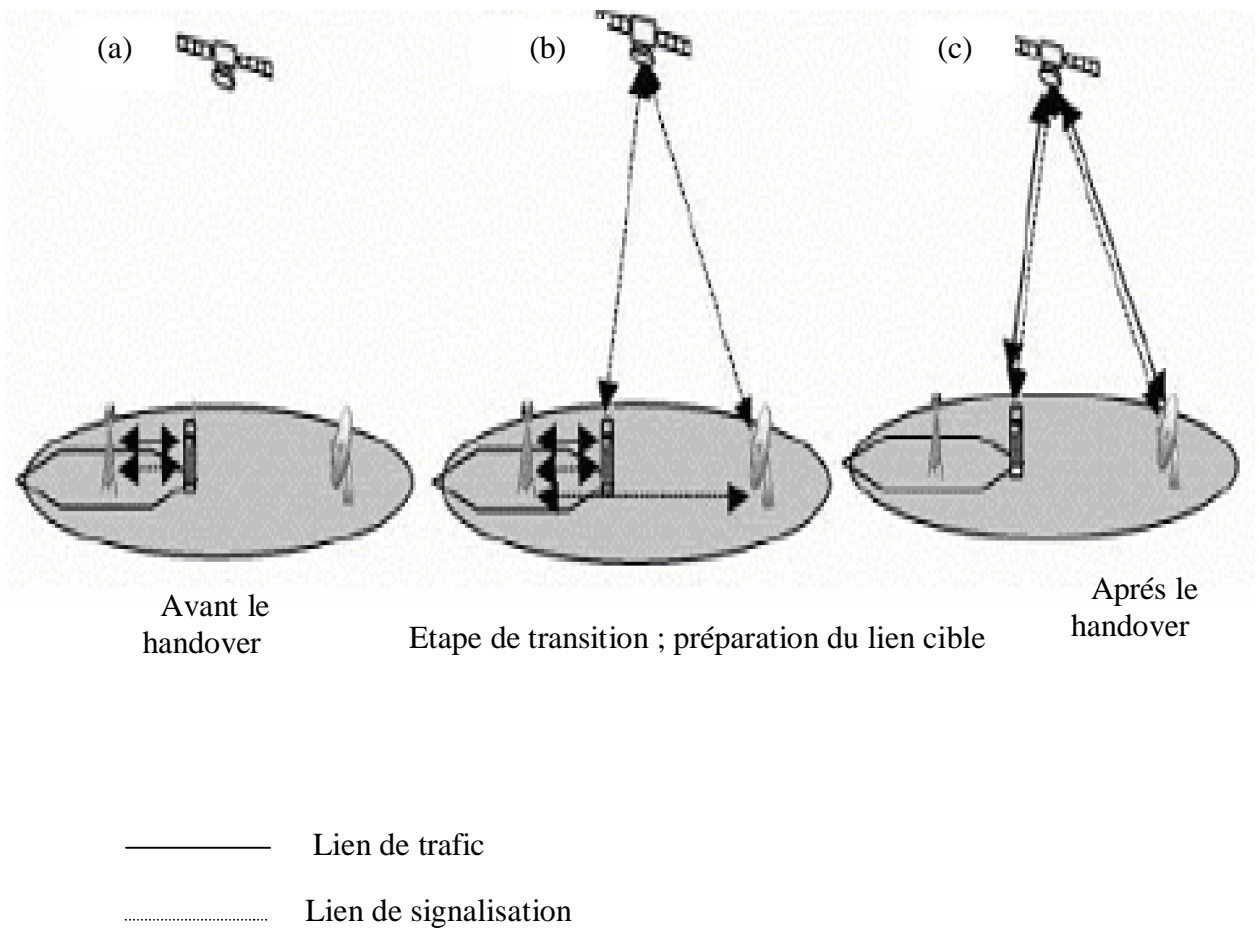


Figure I.9 : La diversité de signalisation

## I.5.6 Evaluation de la procédure du Handover

Les objectifs principaux d'une procédure du handover sont :

1- Minimiser le nombre de transfert (de façon à minimiser la probabilité de coupure de communication d'une part et de réduire la charge de commutation d'autre part).

2- Minimiser le délai de déroulement du handover (choix de satellites cible et exécution).

En effet, si le handover n'est pas suffisamment rapide, la qualité de service peut se dégrader et passer en dessous du seuil minimum.

La procédure du handover peut être évaluée de différentes manières. Comme elle intervient à différents niveaux, les indicateurs de performance sont de différentes natures, ils peuvent être partagés en deux types qui sont :

### I.5.6.1 Les indicateurs de performance microscopiques

Les indicateurs microscopiques les plus significatifs et les plus utilisées sont les suivants :

- **Nombre de tentatives de handover** : il s'agit du nombre d'essais de connexion entre le mobile et un nouveau satellite avant l'établissement d'un lien fiable. Il faut minimiser la valeur de cet indicateur.

- **Probabilité d'échec** : elle représente la probabilité pour que le handover échoue (la connexion avec le satellite cible soit perdue après une courte période). Pour que la qualité de service ne soit pas affectée, cette probabilité doit être la plus faible possible.

- **Durée de déroulement du handover** : elle représente la période entre la décision de déclencher le handover et l'établissement d'un lien fiable avec le satellite cible. Cette durée doit être la plus court possible afin de minimiser la période transitoire pendant laquelle le lien peut être perdu.

### I.5.6.2. Les Indicateurs de performance macroscopiques

La procédure du handover doit être évaluée au niveau de son impact sur le système global, on distingue deux indicateurs :

- **Quantité de ressources consommées** : l'exécution d'un handover entraîne une augmentation de la consommation de ressource au niveau transmission (interface radio et réseau) ainsi qu'en termes de traitement (commutation des liens et choix des satellites candidats et cibles). Il faut donc évaluer la consommation en ressources de la procédure et la traduire en termes de signalisation et de traitement. La valeur de cet indicateur doit être minimisé.

- ***Le nombre de handover :***

Ce nombre est évalué en moyenne pour tous les liens observés. Il peut être mesuré en fonction de la distance parcourue, du temps, des appels. Le résultat indiquera la sensibilité de la procédure. Un taux trop élevé de handover indique que la procédure est très sensible aux fluctuations du signal (des taux de signalisation radio et réseau importants avec augmentation de risque de coupure de lien). Par contre, des handovers trop rares (c'est-à-dire en nombre inférieur au nombre de franchissements de frontières de zones de couvertures) indiquent que la procédure n'est pas assez sensible aux variations (d'où les pertes de liens possibles ou des dégradations de QoS).

## **Chapitre II :**

---

# **CARACTERISTIQUES D'UNE CONSTELLATION LEO ET PARAMETRES ORBITAUX**

---

### ***Résumé***

*Dans ce chapitre, on va étudier les caractéristiques d'une constellation LEO ainsi que les paramètres orbitaux qui la caractérisent, en s'initiant à l'étude du mouvement de satellite, la localisation de satellite dans son orbite, la vitesse d'un satellite, et la conception de constellation de satellite.*

## II.1 MOUVEMENT DES SATELLITES DANS LEURS ORBITES

### II.1.1 Historique

En 1543, le polonais Canon Nicolas Copernicus a écrit un livre sous le titre *les révolutions du sphères merveilleuses* qui a pour la première fois placée le soleil, plutôt que la terre, comme centre de l'univers. Selon Copernicus, la terre et d'autres planètes tournent autour du soleil dans des orbites circulaires. C'était le premier avancement significatif dans l'astronomie depuis l'astronome Alexandrin en sa publication proposant l'univers géocentrique.

Autrefois pendant la période 100–170. L'astronomie avait proposé que les cinq planètes connues dans cette période, ainsi que le soleil et la lune, tournent autour de la terre.

De plus de 20 ans d'observation et d'analyse de données obtenues par l'astronome Tycho Brahe, Johannes Kepler a découvert une anomalie mineure entre la position observée de la planète Mars et celui prévu en utilisant le modèle de Copernicus. Kepler a continué pour montrer que les planètes orbitent le soleil dans des orbites elliptique plutôt qu'orbites circulaires. Ceci a été récapitulé dans trois lois de Kepler pour le mouvement planétaires. Les deux premiers de ces lois ont été publiées en son livre *nouveau Astronomie* en 1609 et la troisième loi en *harmonie du monde* plus tard en 1619.

Les Trois lois de Kepler sont les suivantes, avec leur applicabilité pour décrire le satellite tournant autour de la terre.

- Première loi : l'orbite d'une planète (satellite) suit une trajectoire elliptique, avec le soleil (centre de la gravité de la terre) à un de ses foyers.
- Deuxième loi : le vecteur de rayon joignant la planète (satellite) et le soleil (centre de la terre) balaye des zones égales dans des périodes égales.
- Troisième loi : le carré de la période orbitale d'une planète (satellite) est proportionnelle au cube de l'axe semi -principal de l'ellipse.

Tandis que les lois de Kepler étaient basées sur les rapports d'observation. En 1687, Isaac Newton a édité son travail *Principia Mathematica* dans lequel il avait formulé les trois lois du mouvement :

- Première loi : Chaque corps continue dans son état de repos ou de mouvement uniforme dans une ligne droite, à moins que les forces appliquées agissent sur lui.
- Deuxième loi : le changement de l'élan par l'unité de temps est proportionnel à la force appliquée et intervient dans la direction de la ligne droite selon la quelle la force agit.
- Troisième loi : Pour chaque action, il y a toujours une réaction dans le sens de l'action ou dans le sens opposé.

La première loi de Newton exprime l'idée de l'inertie.

La description mathématique de la deuxième loi est la suivante :

$$f = m \frac{d^2 r}{dt^2} = m \ddot{r} \quad (\text{II.1})$$

Où  $f$  est le vecteur de la somme de toutes les forces agissant sur la masse  $m$  ;  $\ddot{r}$  est le vecteur d'accélération de la masse.

En plus des trois lois du mouvement, Newton a énoncé le problème de "deux- corps" et a formulé la loi de l'attraction universelle :

$$f = Gm_1m_2 \frac{r}{R^3} \quad (\text{II.2})$$

Où  $f$  représente le vecteur de la force sur  $m_1$  due à  $m_2$  dans la direction de  $m_1$  vers  $m_2$  ;  $G = 6.672 \times 10^{-11} \text{ Nm/ kg}^2$  est la constante universelle de gravitation ;  $R$  est la distance entre les deux corps ;  $r/R$  est le vecteur unité de  $m_1$  vers  $m_2$ .

La loi de l'attraction universelle déclare que la force de l'attraction de deux corps quelconques est proportionnel au produit de leurs masses et inversement proportionnel au carré de la distance qui les sépare. La solution du problème de deux- corps ainsi que les trois lois de Newton du mouvement sont employées pour fournir une première approximation du mouvement orbital du satellite autour de la terre et pour prouver la validité des trois lois de Kepler .

### II.1.2 Equation du satellite-orbite, première loi de Kepler

La solution du problème de deux- corps est obtenue en combinant les équations (II.1) et (II.2). Dans la formulation, le centre de la terre est l'origine dans le système de coordonnées et le vecteur de rayon  $r$  est défini positivement dans la direction loin de l'origine. On réécrit les équations (II.1) et (II.2) pour décrire la force agissant sur le satellite ayant la masse  $m$  dû à la masse de la terre  $M$  :

$$f_m = -G m M \frac{r}{R^3} = -m \mu \frac{r}{R^3} \quad (\text{II.3})$$

Où  $\mu = GM = 3.9861352 \times 10^5 \text{ km}^3 / \text{s}^3$  est la constante de Kepler.

Notons que le signe négatif dans l'équation (II.3) indique que la force agit vers l'origine.

L'égalité entre (II.1) et (II.3) donne :

$$\frac{d^2 r}{dt^2} = -\mu \frac{r}{R^3} \quad (\text{II.4})$$

L'équation ci-dessus représente la loi de conservation de l'énergie, en multipliant cette équation par  $r$  on obtient :

$$r \times \frac{d^2 r}{dt^2} = -\mu r \frac{r}{R^3} \quad (\text{II.5})$$

Avec :

$$r \times \frac{d^2 r}{dt^2} = 0 \quad (\text{II.6})$$

On considère l'équation suivante :

$$\frac{d}{dt} \left[ r \times \frac{dr}{dt} \right] = \frac{dr}{dt} \times \frac{dr}{dt} + r \times \frac{d^2 r}{dt^2} \quad (\text{II.7})$$

D'après l'équation (II.6), l'équation (II.7) peut être écrite sous la forme suivante :

$$\frac{d}{dt} \left[ r \times \frac{dr}{dt} \right] = 0 \quad (\text{II.8})$$

Par conséquent on a :

$$r \times \frac{dr}{dt} = h \quad (\text{II.9})$$

Où  $h$  est un vecteur constant et désigne la vitesse régionale orbitale du satellite.

En multipliant l'équation (II.4) par  $h$  et en utilisant l'équation (II.9) on obtient :

$$\frac{d^2 r}{dt^2} \times h = -\mu \frac{r}{R^3} \times h = -\frac{\mu}{R^3} \times r \times \left[ r \times \frac{dr}{dt} \right] \quad (\text{II.10})$$

En se servant de la règle de la multiplication de trois vecteurs  $A \times (B \times C) = (A \times C)B - (A \times B)C$

$$\frac{\mu}{R^3} \times r \times \left[ r \times \frac{dr}{dt} \right] = -\frac{\mu}{R^3} \left[ \left( r \cdot \frac{dr}{dt} \right) r - (r \cdot r) \frac{dr}{dt} \right] \quad (\text{II.11})$$

Comme  $r \times \frac{dr}{dt} = 0$ , cela implique :

$$\frac{\mu}{R^3} \times r \times \left[ r \times \frac{dr}{dt} \right] = \mu \frac{d}{dt} \left[ \frac{r}{R} \right] \quad (\text{II.12})$$

La comparaison entre (II.10) et (II.12) donne :

$$\frac{d^2 r}{dt^2} \times h = \mu \frac{d}{dt} \left[ \frac{r}{R} \right] \quad (\text{II.13})$$

En intégrant II.13 par rapport à  $t$  on obtient :

$$\frac{dr}{dt} \times h = \mu \frac{r}{R} + c \quad (\text{II.14})$$

En effectuant le produit de (II.14) par  $r$  :

$$r \times \frac{dr}{dt} \times h = r \times \left[ \mu \frac{r}{R} + c \right] \quad (\text{II.15})$$



En se servant de la règle pour le produit scalaire triple, l'équation (II.15) devient :

$$\left[ r \times \frac{dr}{dt} \right] \times h = r.r \frac{\mu}{R} + c.r \quad (\text{II.16})$$

La substitution de (II.9) dans (II.16) donne :

$$h^2 = \mu r + RC \cos \vartheta \quad (\text{II.17})$$

Par conséquent :

$$R = \frac{h^2 / \mu}{1 + e \cos \vartheta} \quad (\text{II.18})$$

Avec :

$$e = \frac{C}{\mu} \quad (\text{II.19})$$

L'équation (II.19) est l'équation polaire générale pour une section conique avec le foyer à l'origine. Pour  $0 \leq e < 1$ , l'équation décrit une ellipse et le rectum de semi- latus p, est donné par :

$$p = \frac{h^2}{\mu} = a(1 - e^2) \quad (\text{II.20})$$

Où  $a$  et  $e$  sont l'axe semi principal et l'excentricité de l'ellipse respectivement. Ceci justifie la première loi de Kepler figure (II.1).

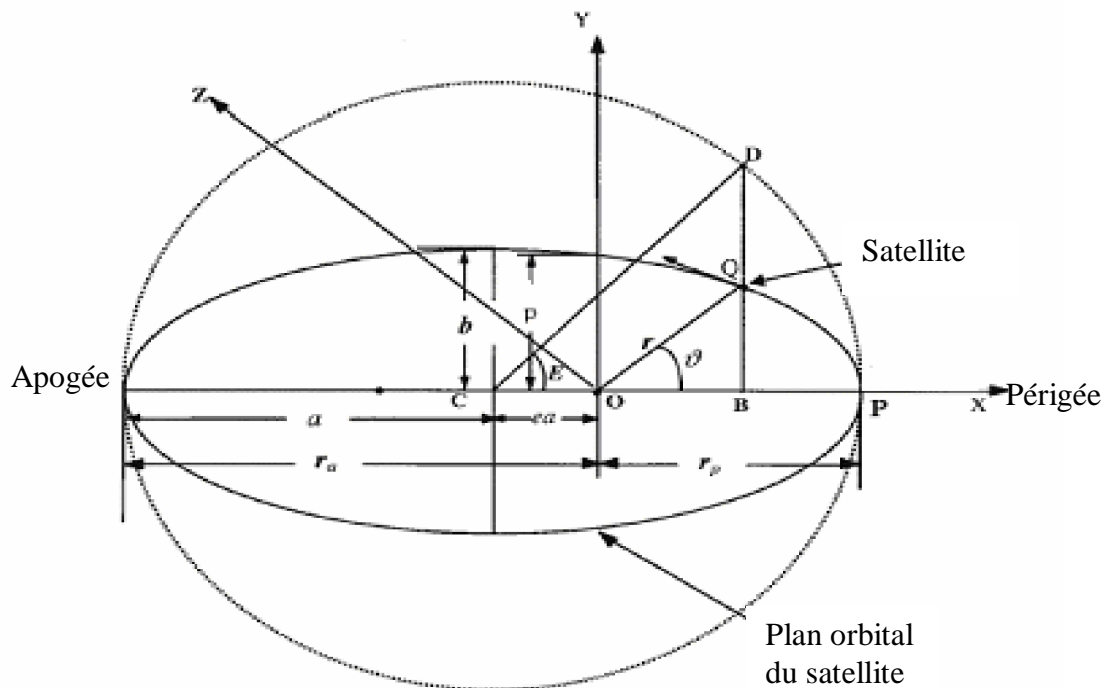


Figure II.1 : Le plan orbitale du satellite

### II.1.3 La surface balayée par le satellite par unité de temps, deuxième loi de Kepler

Examinant cette figure :

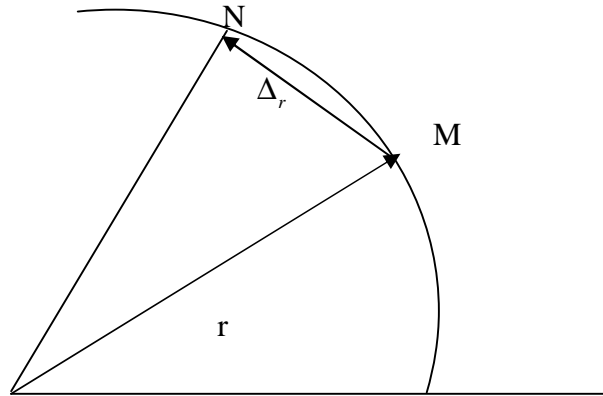


Figure II.2 : la surface balayée par le rayon  $r$  par l'unité de temps

D'après la figure (II.2) un satellite se déplace de M vers N dans le temps  $\Delta t$ , la surface balayée par le vecteur de position  $r$  est approximativement égal à la moitié du parallélogramme avec les côtés  $r$  et  $\Delta r$ , c-à-d :

$$\Delta A = \frac{1}{2} r \times \Delta r \quad (\text{II.21})$$

Alors que la surface balayée par le vecteur de rayon  $r$  par unité de temps est :

$$\frac{\Delta A}{\Delta t} = \frac{1}{2} r \times \frac{\Delta r}{\Delta t} \quad (\text{II.22})$$

Par conséquent, le temps instantané pour le changement de la surface est :

$$\frac{dA}{dt} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{1}{2} r \times \frac{\Delta r}{\Delta t} = \frac{1}{2} r \times \frac{dr}{dt} \quad (\text{II.23})$$

Par substitution de (II.9) dans (II.23) on obtient :

$$\frac{dA}{dt} = \frac{h}{2} \quad (\text{II.24})$$

Comme  $h$  est un vecteur constant, il est clair que le satellite balaye des surfaces égales dans des intervalles de temps égaux.

### II.1.4 La période de l'orbite, troisième loi de Kepler

D'après l'équation (II.20) :

$$h = \sqrt{\mu a(1-e^2)} \quad (\text{II.25})$$

Au périhélie et au aphélie on a :

$$r_v v_p = r_a v_a = h \quad (\text{II.26})$$

Avec  $v_a$  et  $v_p$  sont les vitesses de satellite au apogée et au périhélie respectivement.

L'intégration de (II.25) par rapport à  $t$  de  $t=0$  à  $t=t_1$  donne :

$$A = t_1 \sqrt{\mu a (1 - e^2)} \quad (\text{II.27})$$

Lorsque  $t=T$ , où  $T$  est la période orbitale, alors :

$$A = \pi a b \quad (\text{II.28})$$

Où  $b = a\sqrt{1 - e^2}$

L'égalité de (II.27) avec (II.28), si  $t$  est égale à  $T$  donne :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (\text{II.29})$$

### II.1.5 Vitesse du satellite

En utilisant la loi de conservation de l'énergie dans l'équation (II.4), son produit scalaire avec  $v$  (vitesse du satellite) donne :

$$\frac{d^2 r}{dt^2} \cdot v = -\mu \frac{r}{R^3} \cdot v \quad (\text{II.30})$$

De l'équation (II.30) on aura :

$$\frac{dv}{dt} \cdot v = -\frac{\mu}{R^3} r \frac{dr}{dt} \quad (\text{II.31})$$

En se servant des relations de dérivation des vecteurs on obtient :

$$\frac{dR^2}{dt} = 2 \cdot r \cdot \frac{dr}{dt} \quad \text{et} \quad \frac{dV^2}{dt} = 2v \cdot \frac{dv}{dt} \quad (\text{II.32})$$

La substitution de (II.32) dans (II.31) donne :

$$\frac{1}{2} \frac{dV^2}{dt} = -\frac{\mu}{2R^3} \frac{dR^2}{dt} \quad (\text{II.33})$$

En intégrant (II.33) par rapport à  $t$  on obtient :

$$\frac{1}{2} V^2 = \frac{\mu}{R} + k \quad (\text{II.34})$$

$k$  est la constante d'intégration

De l'équation (II.26) et de l'évaluation de  $k$  au périhélie on peut écrire :

$$k = \frac{1}{2} V_p^2 - \frac{\mu}{R_p} \quad (\text{II.35})$$

$$= \frac{1}{2} \left( \frac{h}{R_p} \right)^2 - \frac{\mu}{R_p} = \frac{1}{2} \frac{\mu a(1-e^2)}{a^2(1-e)^2} - \frac{\mu}{a(1-e)} = -\frac{\mu}{2a} \quad (\text{II.36})$$

Par conséquent :

$$\frac{1}{2} V^2 - \frac{\mu}{R} = -\frac{\mu}{2a} \quad (\text{II.37})$$

Ce qui implique que :

$$V^2 = \mu \left( \frac{2}{R} - \frac{1}{a} \right) \quad (\text{II.38})$$

Les vitesses du satellite au périégée et au apogée sont respectivement :

$$V_p = \sqrt{\frac{\mu}{a} \left( \frac{a(1+e)}{a(1-e)} \right)} = \sqrt{\frac{\mu R_a}{a R_p}} \quad (\text{II.39})$$

$$V_a = \sqrt{\frac{\mu}{a} \left( \frac{a(1-e)}{a(1+e)} \right)} = \sqrt{\frac{\mu R_p}{a R_a}} \quad (\text{II.40})$$

## II.2 LOCALISATION DU SATELLITE

### II.2.1 Introduction

Afin de concevoir une constellation de satellites pour une couverture mondiale ou partielle, l'emplacement des satellites dans le ciel doit être déterminée. La position d'un satellite peut être identifiée avec différents systèmes de coordonnées, le choix dépend des types d'application. Par exemple, les ingénieurs de radio communication préfèrent employer des angles de vision indiqués en termes d'azimut et d'altitude, pour des applications de pointage d'antenne. La plupart des systèmes utilisent généralement les systèmes de coordonnées qui sont décrits dans les paragraphes suivants.

### II.2.2 Les paramètres du satellite

Six paramètres orbitaux sont employés pour décrire la position d'un satellite dans n'importe quelle point dans l'espace et à toute moment donnée :

$\Omega$  : L'ascension droit du noeud montant ; l'angle dans le plan équatorial mesuré dans le sens contraire des aiguilles d'une montre à partir du sud vers le nord.

$i$  : angle d' inclination du plan orbital, mesuré entre le plan équatorial et le plan de l'orbite.

$\omega$  : Argument du périégée, l'angle entre le noeud montant et le périégée, mesuré dans le plan orbital par rapport au centre de la terre dans la direction de mouvement du satellite.

$e$  : excentricité  $0 \leq e < 1$ .

$a$  : axe semi -principal de l'orbite elliptique.

$\vartheta$  : Vraie anomalie.

Les trois premiers paramètres  $\Omega$ ,  $i$ , et  $\omega$  désignent l'orientation du plan orbital. Ils sont utilisés pour localiser le satellite par rapport à la rotation de la terre. Les derniers trois paramètres  $e$ ,  $a$  et  $\vartheta$  désignent la forme géométrique de l'orbite ainsi que le mouvement du satellite ; ils sont employés pour localiser le satellite dans le plan orbital. La figure (II.3) illustre les paramètres orbitaux par rapport au plan équatorial de la terre. Le système de coordonnées s'appelle *système de coordonnées géocentrique équatorial*, qui est employé pour localiser le satellite en tenant compte de la rotation de la terre. Dans ce système, le centre de la terre est l'origine O et les plans xy coïncident avec le plan équatorial. L'axe z coïncide avec l'axe de rotation de la terre dans la direction du pôle de nord, tandis que l'axe x se dirige à la direction de l'équinoxe vernal, la direction pour laquelle le satellite se déplace vers le haut et vers le bas à travers le plan équatorial s'appellent le noeud montant et le noeud descendant respectivement.

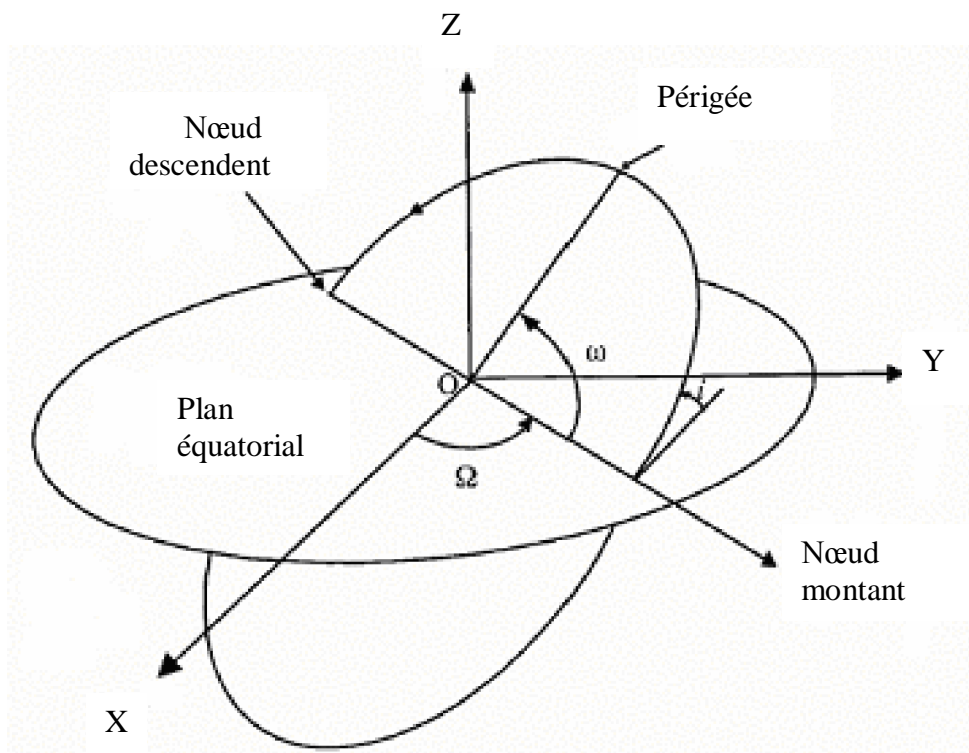


Figure II.3 : Les paramètres du satellite dans le *système de coordonnées géocentrique équatorial*

Pour localiser un satellite dans l'espace, il est important de déterminer la direction pour laquelle les antennes de la station terrestre devraient se diriger vers ce satellite afin de communiquer avec lui. Cette direction est déterminée par les angles de vision, les angles d'altitude et d'azimut en fonction de la latitude et la longitude de la station terrestre.

### II.2.3 Localisation de satellite par les angles de vision

Les ingénieurs de radiocommunications se sont les plus concernés pour l'utilisation des angles d'azimut et d'élévation. Comme la figure (II.4) l'illustre, l'angle d'azimut,  $\xi$ , est l'angle mesuré du nord vers l'est à partir du nord géographique de la station terrestre,  $G$ , jusqu'au point ssp ( sub -satellite point). Le point sub-satellite,  $S'$ , est défini comme étant le point où la ligne joignant le centre de la terre  $O$ , et le satellite soit en contact avec la surface de la terre. L'angle d'élévation  $\theta$  est l'angle mesuré vers le haut à partir du plan tangentiel à la station terrestre et à la direction du satellite.

Dans la figure (II.4), l'angle  $\phi$  s'appelle l'angle central ou l'angle de couverture au centre de la terre  $O$ , constitué par les lignes  $OG$  et  $OS$ , où  $G$  dénote la station terrestre et  $S$  est le satellite. L'angle  $\gamma$  s'appelle l'angle d'inclinaison du satellite constitué par les lignes  $GS$  et  $OS$ .  $L_g$  et  $l_g$  représentent latitude et la longitude relative (c- à- d relativement à la longitude du point sub-satellite) de la station terrestre respectivement et,  $L_s$  représente l'altitude du satellite.

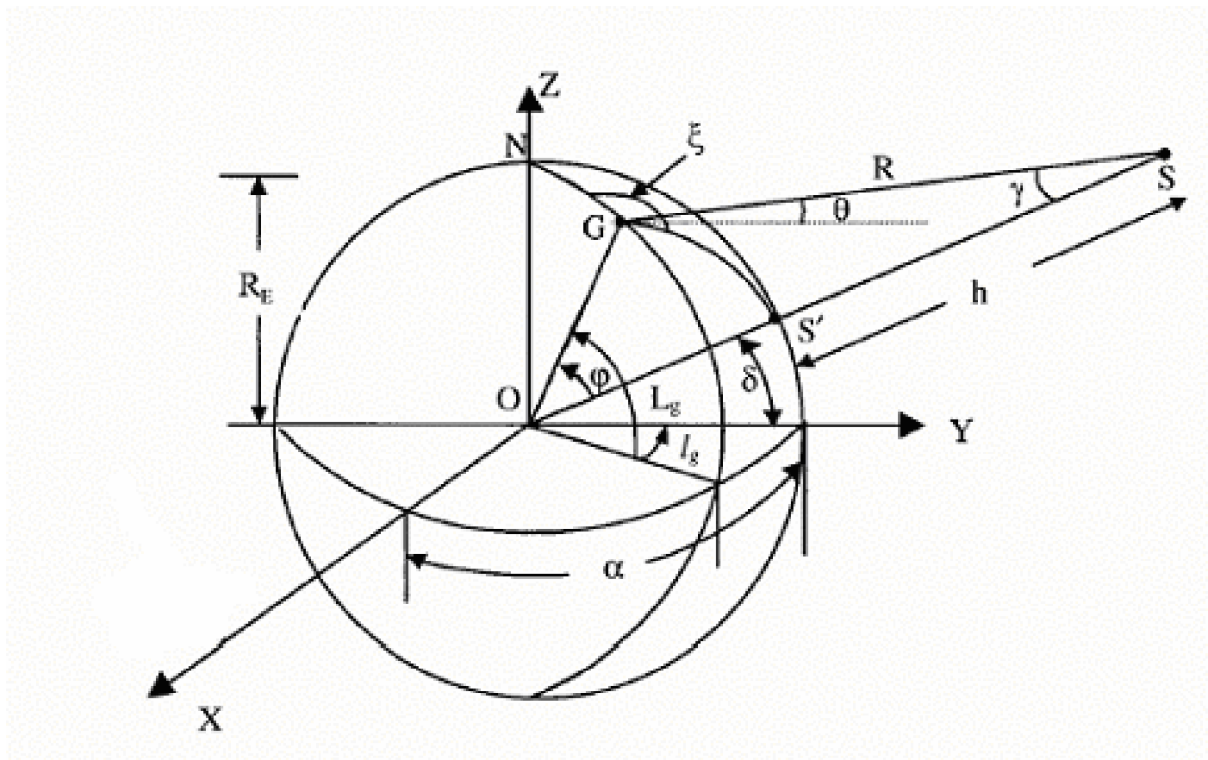


Figure II.4 : localisation de satellite par les angles de vision

### II.2.3.1. L'angle d'élévation

Pour calculer l'angle d'altitude  $\theta$ , l'angle central  $\varphi$  et la distance oblique  $R$  doivent être déterminés. Les Coordonnées de  $G$  sur la figure (II.4) sont liées à leurs latitude nordique et longitude orientale par la relation suivante :

$$\begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_E \cos L_g \sin l_g \\ R_E \cos L_g \cos l_g \\ R_E \sin L_g \end{bmatrix} \quad (\text{II.41})$$

$R_E$  est le diamètre de la terre (6378 Km).

Par analogie, les coordonnées du point sub-satellite  $S'$  sont données en fonction de leurs latitude nordique et longitude orientale par la relation suivante :

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ R_E \cos L_s \cos l_s \\ R_E \sin L_s \end{bmatrix} \quad (\text{II.42})$$

Considérant le triangle  $OS'G$ , la distance,  $d$ , entre  $G$  et  $S'$  est donnée par :

$$d^2 = 2R^2(1 - \cos\varphi) \quad (\text{II.43})$$

La valeur de  $d$  peut être déduite à partir de l'équation suivante :

$$d^2 = (x_g - x_s)^2 + (y_g - y_s)^2 + (z_g - z_s)^2 \quad (\text{II.44})$$

En substituant (II.41) et (II.42) dans (II.44), et en égalisant (II.43) avec (II.44) on trouve :

$$\cos\varphi = \cos L_g \cos L_s \cos l_g + \sin L_g \sin L_s \quad (\text{II.45})$$

Considérant le triangle  $GOS$ , l'expression de la distance  $R$  est donnée par :

$$R = \sqrt{R_E^2 + (R_E + h)^2 - 2R_E(R_E + h)\cos\varphi} \quad (\text{II.46})$$

Où  $h$  est l'altitude du satellite

L'utilisation de lois trigonométriques nous permet d'écrire :

$$\cos\theta = \frac{\sin\varphi}{\sqrt{1 + \left(\frac{R_E}{R_E + h}\right)^2 - 2\left(\frac{R_E}{R_E + h}\right)\cos\varphi}} \quad (\text{II.47})$$

### II.2.3.2 L'angle d'azimut

Le calcul de l'angle d'azimut  $\xi$  est plus compliqué que celui de l'angle d'altitude, cette complexité due à la position relative du point sub-satellite par rapport aux stations terrestres et l'hémisphère sur les quelles ce point et la station terrestre sont placés. Pour l'instant, en considérant la figure (II.4) dans lequel le point sub-satellite soit dans la direction vers l'Est de la station terrestre.

D'après le triangle sphérique GNS' on peut écrire :

$$\frac{\sin \xi}{\sin(90^\circ - L_s)} = \frac{\sin l_g}{\sin \varphi} \quad (\text{II.48})$$

Et comme  $L_s = \delta$  alors :

$$\xi = \sin^{-1} \left[ \frac{\cos \delta \sin l_g}{\sin \varphi} \right] \quad (\text{II.49})$$

### II.2.3.3 Angle d'élévation minimum – la visibilité

La condition pour qu'un satellite soit visible pour la station terrestre est  $\theta \geq 0$ , d'après la figure (II.4) cette condition représente la relation suivante :

$$R_E + h \geq \frac{R_E}{\cos \varphi} \quad (\text{II.50})$$

Ce qui implique que la condition de visibilité du satellite soit :

$$\cos \varphi \leq \frac{R_E}{R_E + h} \quad (\text{II.51})$$

Du point de vue géométrique, la condition minimale pour que le satellite soit visible d'une station terrestre est  $\theta = 0^\circ$ , cependant dans la pratique, la valeur minimum de  $\theta$  dit l'angle minimum d'altitude  $\theta_{MIN}$ , devrait être assez haut pour éviter tous les facteurs de propagation tel que l'ombrage. Il est donc utile d'exprimer  $\varphi$  en fonction de  $\theta_{MIN}$  ; normalement la valeur minimale utilisé pour cet angle est dans la gamme de  $5-7^\circ$ . Dans le triangle GSO de la figure (II.4), Il est possible d'écrire :

$$\varphi = \cos^{-1} \left[ \frac{R_E \cos \theta_{MIN}}{R_E + h} \right] - \theta_{MIN} \quad (\text{II.52})$$

### II.2.3.4 Angle d'inclinaison

En se referant au triangle OSG de la figure (II.4) l'angle d'inclinaison mesuré au niveau du satellite à partir du point sub-satellite jusqu'à la station terrestre est donnée par :



$$\sin \gamma = \frac{R_E}{R} \cos \theta \quad (\text{II.53})$$

## II.3 CONCEPTION DE CONSTELLATION DE SATELLITES

### II.3.1 Considérations de conception

La considération la plus importante dans la conception d'une constellation de satellites, est de fournir une zone de couverture spécifique par un nombre minimum de satellites. Quand l'angle d'altitude est égal à 0, la zone de couverture instantanée d'un satellite est à son maximum. Tout point situé dans cette zone de couverture sera dans la visibilité géométrique du satellite.

L'angle d'altitude minimum est défini comme étant l'angle d'altitude exigé pour que la zone de couverture instantané soit à l'intérieur de la visibilité radiofréquence. Pour un angle d'altitude minimum donnée, le seul facteur affectant la zone de couverture est l'altitude du satellite. La figure (II.5) montre un cercle typique de la zone de couverture par un satellite à une altitude  $h$ .

Tandis qu'un satellite géostationnaire peut fournir une couverture continue, une constellation de satellites est exigées pour des orbites non géostationnaires. Le choix de la constellation dépend des facteurs suivants :

1. L'angle d'altitude utilisé devrait être aussi haut que possible. Cela est important particulièrement pour les services mobile- satellite. Avec un angle d'altitude élevé, le problème d'ombrage peut être réduit, ce qui résulte une meilleure qualité de lien.

2. le délai de la propagation devrait être aussi basse que possible ; surtout dans le cas des services à temps réel. Ceci pose une contrainte sur l'altitude du satellite.

3. La consommation d'énergie au bord du satellite devrait être aussi basse que possible.

4. L'interférence inter- et intra orbitales devrait être gardée dans une limite acceptable. Ceci pose des conditions sur la séparation orbitale.

Pour une constellation de satellites optimale, le plan le plus efficace est d'avoir les satellites équidistants dans un plan orbital donné, et des plans orbitaux équidistants autour de l'équateur.

La couverture obtenue par les satellites successifs dans un plan orbital donné est décrite par un bandage ou chemin de couverture, comme il est représenté sur la figure (II.6). La couverture totale de la terre est réalisée en recouvrant les bandages de différents plans orbitaux. Le nombre total de satellites dans la constellation est donné par  $N = P \times S$  ; où  $P$  est le nombre de plans orbitaux et  $S$  est le Nombre de satellites par plan orbital. Un autre point de considération dans la conception d'une constellation de satellites est le nombre de satellites visibles à n'importe

quel endroit dans la zone de couverture afin de soutenir certaines applications ou fournir un service garanti.

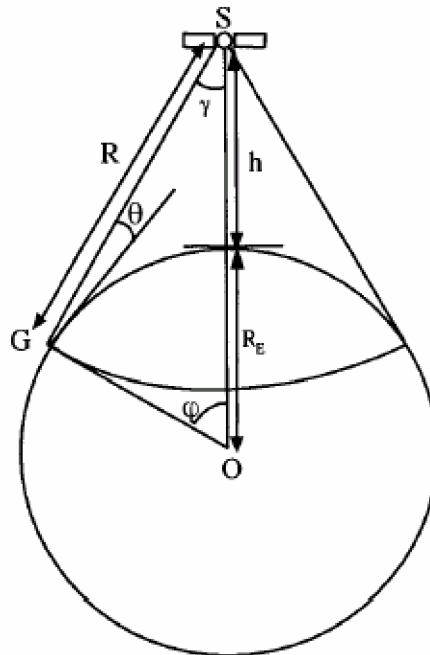


Figure II.5 : La Zone Couvert Par Un Satellite à Une Altitude  $h$

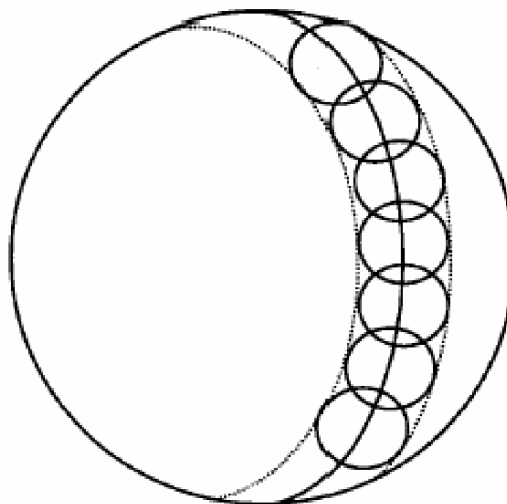


Figure II.6: Couverture De La Terre

## **Chapitre III :**

---

# **OPTIMISATION DU NOMBRE DE TENTATIVES DE TRANSFERT (HANDOVER) DURANT UN APPEL**

---

### **Résumé**

*Dans ce chapitre, on effectue une évaluation au moyen du nombre de phénomènes du handover inter-satellites durant un appel, afin d'améliorer la qualité du service. Pour cela, nous étudierons quelques modèles concernant le phénomène du point de vue couverture et lorsque plus de deux satellites peuvent être vus simultanément par un terminal mobile (MT).*

*Tout d'abord, notre modélisation du problème commence par la détermination de la probabilité pour que plusieurs satellites soient visibles à une altitude arbitraire, puis on va déterminer la distribution de la distance résiduelle du satellite cible pour arriver au calcul du nombre moyen de handover intersatellite pendant un appel sous environnement avec et sans spot-beam.*

### III.1 VISIBILITE DE MULTIPLE SATELLITES DANS UNE CONSTELLATION DE SATELLITES

Les réseaux de communication par les constellations de satellites basse orbite (LEOs) consistent à utiliser des multiples plans orbitaux, chaque plan orbital comporte de nombreux satellites a fin de réaliser une couverture globale. Le satellite cible pour une station terrienne (FT) est un satellite dont l'angle d'altitude par rapport à cette dernière est plus grand qu'un angle d'altitude minimum donné. Le nombre de satellites candidats  $N$  varie selon les paramètres de la constellation, tels que : le nombre de satellites, l'angle d'inclination d'un plan orbital par rapport à l'équateur, latitude et la longitude de chaque satellite.

La figure (III.1) montre la position du  $i^{eme}$  plan orbital pour un point de référence [11].

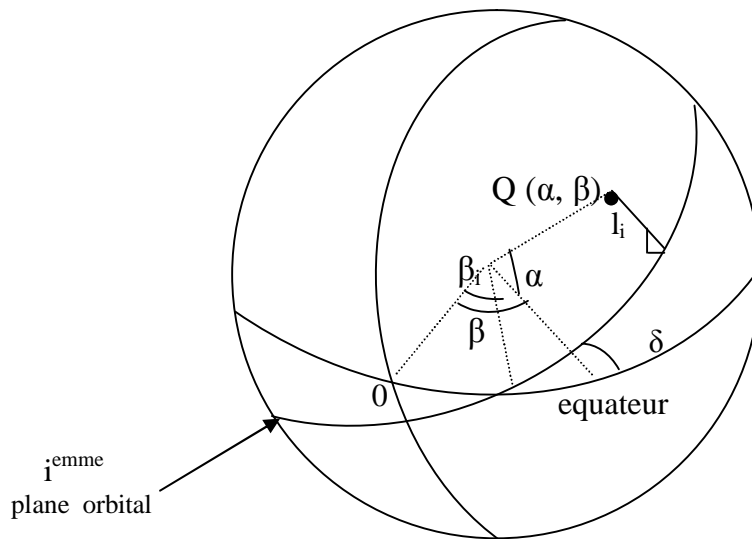


Figure III.1 : Position du  $i^{eme}$  plan orbital

$\beta_i$  indique l'ascension droite du noeud montant du  $i^{eme}$  plan orbital, alors  $\beta_i$  peut être donnée par :

$$\beta_i = \frac{2\pi}{N_0} i \quad 1 \leq i \leq \beta_i \quad (III.1)$$

Où :  $N_0$  est le nombre de plans orbitaux.

Pour un point arbitraire  $Q$  avec une latitude  $\alpha$  et une longitude  $\beta$ , la distance entre le point  $Q$  et la voie correspondante sur la surface terrienne du  $i^{eme}$  plan orbital est donnée par :

$$l_i = R_E \left| \sin^{-1} (\sin \delta \cos \alpha \sin (\beta_i - \beta) + \cos \delta \sin \alpha) \right| \quad (III.2)$$

Où :  $R_E$  est le diamètre de la terre,

$\delta$  est l'angle d'inclination de chaque plan orbital par rapport à l'équateur.

La figure (III.2) illustre la zone de couverture de chaque satellite. Le diamètre de la zone de couverture en fonction de l'altitude  $h$  du satellite et son angle d'élévation  $\epsilon_{\min}$ , est donné par la relation suivante :

$$R_s = R_E \left( \frac{\pi}{2} - \epsilon_{\min} - \sin^{-1} \left( \frac{R_E}{R_E + h} \cos \epsilon_{\min} \right) \right) \quad (III.3)$$

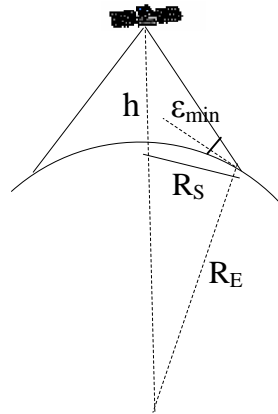


Figure III.2 : Zone de couverture.

Si la zone de couverture de chaque satellite est supposée comme étant un cercle plat (Figure III. 3), la distance de la trajectoire d'un satellite dans la  $i^{\text{ème}}$  orbite qui se déplace pendant le temps où le point  $Q$  est inclus dans la zone de couverture peut être exprimée par :

$$y(l_i) = \begin{cases} 2\sqrt{R_s^2 - l_i^2} & 0 \leq l_i \leq R_s \\ 0 & \text{ailleurs} \end{cases} \quad (III.4)$$

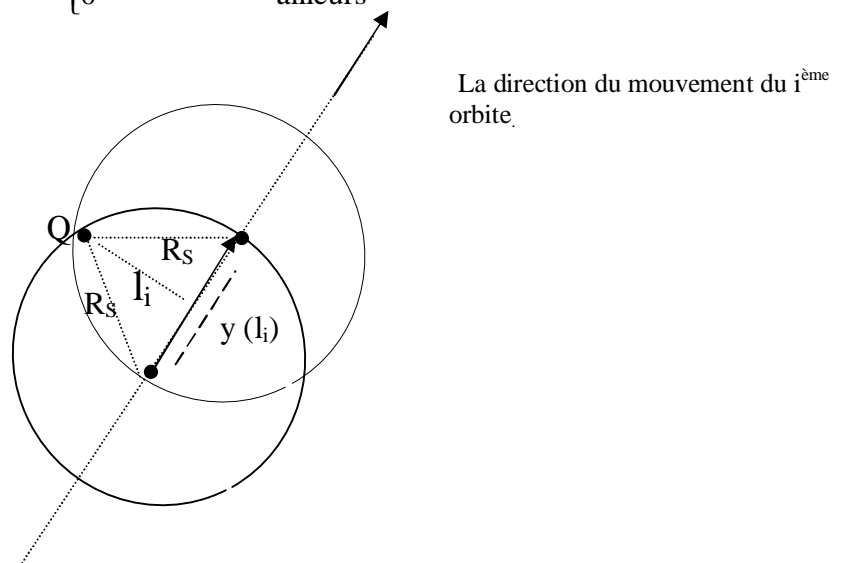


Figure III.3 :  $Y (L_i)$  dans la zone de couverture.

Le nombre de satellites candidats dans la  $i^{\text{ème}}$  orbite au point  $Q$  est exprimé par :

$$M_i = \left\langle \frac{y(l_i)}{L_s} \right\rangle \text{ Ou bien } \left\langle \frac{y(l_i)}{L_s} \right\rangle + 1 \quad (\text{III.5})$$

Où  $\left\langle \frac{y(l_i)}{L_s} \right\rangle$  représente le plus grand nombre entier inférieur ou égale à  $\frac{y(l_i)}{L_s}$ .

Avec  $L_s = 2\pi \frac{R_E}{N_{SO}}$ , est la distance entre deux SSP (sub -satellite point) adjacentes.

Où :  $N_{SO}$  représente le nombre de satellites dans un plan orbital.

Pour un temps arbitraire, la position relative du satellite n'a aucune corrélation avec  $y(l_i)$ , ainsi la probabilité  $P_i(n, Q)$  pour lequel le nombre de satellites candidats dans la  $i^{\text{ème}}$  orbite soit  $n$  peut être exprimée par :

$$P_i(n, Q) = \begin{cases} 1 - \left( \frac{y(l_i)}{L_s} - \left\langle \frac{y(l_i)}{L_s} \right\rangle \right) & \text{pour } n = \left\langle \frac{y(l_i)}{L_s} \right\rangle \\ \frac{y(l_i)}{L_s} - \left\langle \frac{y(l_i)}{L_s} \right\rangle & \text{pour } n = \left\langle \frac{y(l_i)}{L_s} \right\rangle + 1 \\ 0 & \text{ailleurs} \end{cases} \quad (\text{III.6})$$

### Cas général :

Ainsi nous obtenons le nombre total de satellites candidats  $N_{CS}$  pour un point arbitraire  $Q$  en additionnant le nombre de satellites candidats dans la constellation entière ; c'est à dire la probabilité  $P_{CS}(j, Q)$  pour que  $N_{CS}$  égale à  $j$  au point  $Q$  :

$$P_{CS}(j; Q) = \Pr\{M_1 + M_2 + \dots + M_{NO} = j \text{ au point } Q\} = \quad (\text{II.7})$$

$$= \sum_{n_1=0}^j \sum_{n_2=0}^j \dots \sum_{n_{NO-1}=0}^j P_{NO}(j - n_1, Q) P_{NO-1}(n_1 - n_2, Q) \times \dots \times P_2(n_{NO-2} - n_{NO-1}, Q) P_1(n_{NO-1}, Q)$$

Par conséquent, la probabilité  $P_{CS}(j)$  pour que  $N_{CS} = j$  pour une latitude  $\alpha$  est donnée par :

$$P_{CS}(j) = \frac{\int_0^{2\pi} P_{CS}(j, Q) d\beta}{2\pi} \quad (\text{II.8})$$

Sachant que :

$$\sum_{j=0}^{N_{\max}} P_{CS}(j) = 1 \quad (\text{II.9})$$

Avec  $N_{\max}$  indique le nombre maximum de satellites candidats

### III.2 PRESENTATION DU MECANISME DE HANDOVER

Dans un système de constellation (LEO), les satellites se déplacent avec une vitesse plus élevée que celle de l'utilisateur et de la rotation de la terre. Des connexions entre un utilisateur "station fixe (FT) ou bien mobile (MT)" et un satellite, doivent être remises à un autre satellite entrant dans la zone disponible de cette station, quand le premier satellite chute au-dessous d'un angle d'altitude minimum. Si le nouveau faisceau n'a aucune ressource disponible pour manipuler la communication entrante, l'appel est bloqué et la communication est perdue.

Dans ce contexte, plusieurs types de handover (transfert de communication) peuvent être exécutés durant un appel. Ces handovers sont présentés lorsque le satellite se déplace, se faner, s'ombrager ou se bloquer. Les plus connus selon leurs importances sont : le handover inter-faisceau (interbeam handover) et le handover inter-satellitaire (intersatellite handovers), ainsi, notre objectif au cours de ce travail est d'étudier uniquement ce dernier type et qui se produit seulement par le mouvement du satellite.

Dans le premier type de handover, le faisceau de la communication est transféré à partir d'un faisceau vers un autre faisceau adjacent appartenant au même satellite, tandis que dans le deuxième type, le nouveau faisceau appartient à un autre satellite.

Par conséquent, le nombre de handovers s'obtient en fonction de la vitesse du satellite et de la taille des cellules correspondantes aux faisceaux. Ce nombre devient très important, particulièrement, dans les réseaux satellitaires utilisant les basses orbites (LEO<sub>S</sub>).

Dans ce qui suit, on va essayer d'analyser le deuxième type de transfert (handover intersatellites) sous environnement avec et sans spot-beam dans le cas d'un terminal mobile (mobile terminal MT), en se basant sur des méthodes déjà proposées [1], [3], [5] en faisant une comparaison de leurs performances pour réduire le nombre du handover intersatellitaire au cours d'un appel.

#### III.2.1 Etude comparatif de différentes méthodes

Dans cette section, on va étudier l'effet du modèle d'antenne au niveau de l'émetteur du satellite sur le taux de tentatives pour le transfert d'appel inter-satellites, quand chaque terminal mobile MT se relie à un satellite avec le maximum de puissance du signal reçu parmi plusieurs satellites candidats. Le modèle d'antenne dans les systèmes de communication par satellite (LEO<sub>S</sub>), peut être modélisé par plusieurs modèles, on va citer quelques-uns :

*a- Transmission par une puissance équivalente (equal power transmission scheme) :*

Dans ce modèle, le gain de l'antenne reste constant dans la zone de couverture, et lorsqu'un (MT) devient plus éloigné du centre de la zone de couverture, la distance entre le

satellite et le MT devient plus longue. Par conséquent une augmentation de la déperdition provoque une diminution de puissance reçue du signal. Dans ce cas le MT doit choisir comme cible le satellite le plus proche parmi tous les satellites visibles pour une nouvelle tentative de transfert d'appel, car la puissance reçue du signal est inversement proportionnelle à la distance carrée entre le MT et le satellite correspondant.

La figure (III.4) illustre la manière dont un MT choisit sa cible pour deux cas différents. Comme le satellite dans ce modèle doit choisir le satellite le plus proche, donc il choisira SSP1 pour les deux cas, cependant le satellite cible dans le deuxième cas a une distance résiduelle la plus courte, ce qui va produire un nombre élevé d'essais de transfert de communication inter satellitaire.

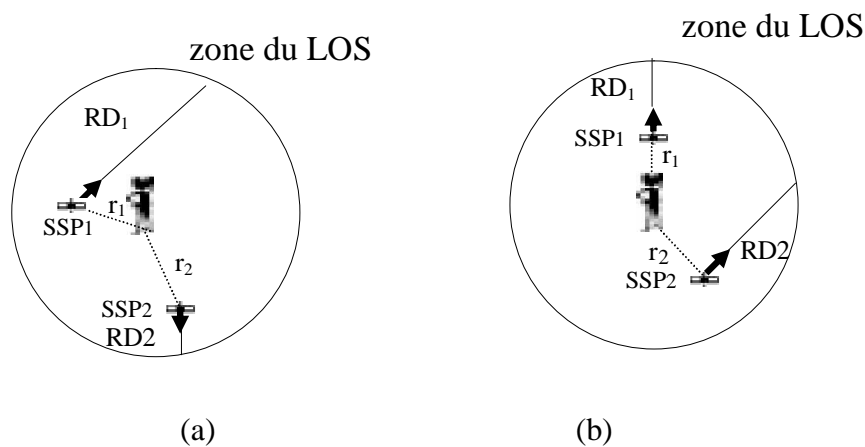


Figure III.4 : Choix du satellite cible, Cas a :  $r_1 < r_2$ ,  $RD_1 > RD_2$ , Cas b :  $r_1 < r_2$ ,  $RD_1 < RD_2$

b- **Compensation de la déperdition** (*path loss compensation*) :

Dans ce modèle le signal reçu à un niveau de puissance constant est maintenu à l'utilisateur (MT) dans toute la zone de couverture du satellite, cela se fait par la compensation de la différence dans la déperdition entre les satellites de tout le réseau. Le principe de ce modèle est le suivant : lorsque le MT s'éloigne du centre de la zone de couverture, le gain de l'antenne d'émetteur augmente également. Par conséquent un MT situé à un point quelconque à l'intérieur de la zone de couverture du satellite reçoit un niveau de puissance constant du signal émis. Ainsi, le MT se trouve dans un milieu où plusieurs satellites peuvent être vus simultanément, il reçoit des niveaux de puissance des signaux semblables de tous les satellites visibles. Dans ce cas le MT choisit le satellite le moins ombragé.

En pratique, ces deux modèles ne font pas un modèle de l'antenne idéale mais peuvent être considérés comme deux cas extrêmes des modèles d'antennes conventionnelles.



**c- Transmission non uniforme de puissance (non-uniform power transmission) :**

Dans ce modèle, le terminal mobile (MT) compare seulement la puissance reçue du signal pilote de chaque satellite ; Dans ce cas le satellite cible pour ce terminal aura le maximum de puissance et avec une distance résiduelle maximale. Pour atteindre cet objectif, la puissance du signal reçu doit être proportionnelle à la distance résiduelle, par conséquent le modèle de puissance de récepteur du (MT) à l'intérieur de la zone de couverture de chaque satellite n'est pas symétrique par rapport au centre de cette zone, mais il est gradué selon la direction de mouvement du satellite. Tous les points ayant des puissances reçues égales à l'intérieur de la zone de couverture constituent un arc, comme il est représenté sur la figure (III.5). Cette distribution graduée de puissance peut être obtenue en utilisant un modèle non uniforme de l'antenne au niveau de l'émetteur du satellite, et qui devrait compenser les différentes déperditions pour assurer cette distribution de puissance pour l'utilisateur en chaque point de la zone de couverture.

Ce modèle peut être mis en application en combinant les rayonnements de plusieurs faisceaux (spot beam), ces faisceaux sont produits par une antenne avec plusieurs éléments de rayonnement qui sont excités par des signaux ayant une distribution d'amplitude et de phase bien déterminé.

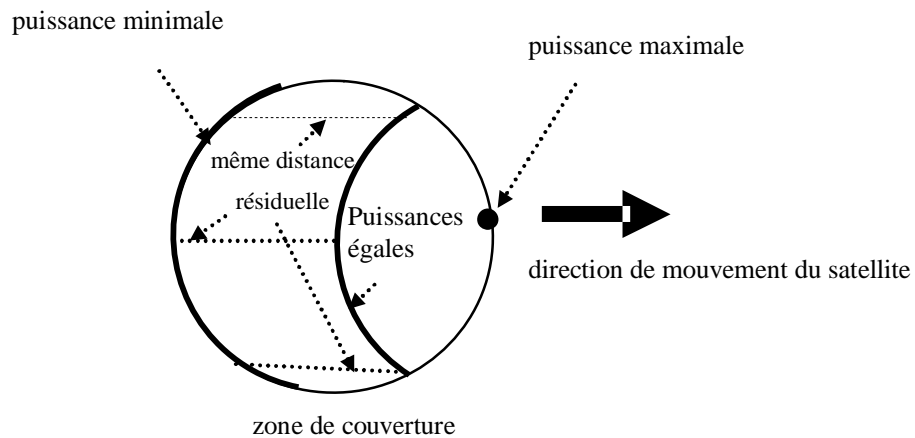


Figure III.5 : Distribution graduée de la puissance dans la zone de couverture

La figure (III.6) montre le système de coordonnées du gain de l'antenne au niveau de l'émetteur du satellite où  $X_r(\theta, \Phi)$  est la distance parcourue par un MT située à  $(\theta, \Phi)$  jusqu'à ce qui il se déplace hors de la zone de couverture et  $l(\theta)$  est la distance entre le satellite et le MT située au point  $(\theta, \Phi)$ .

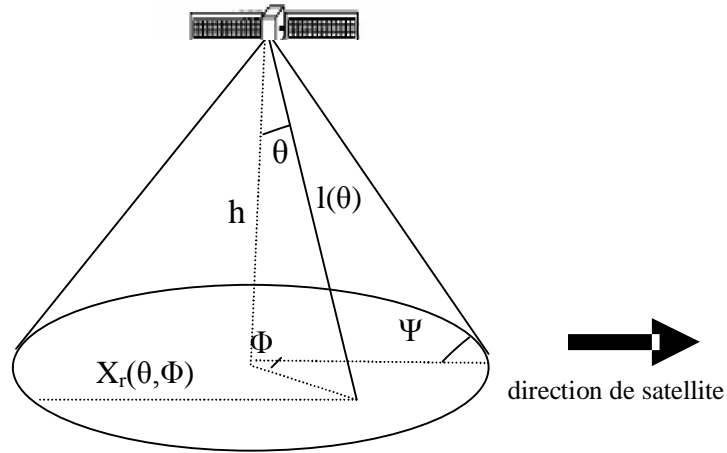


Figure III.6 : Système de coordonnées du gain d'antenne de l'émetteur du satellite

Le gain normalisé de l'antenne de l'émetteur du satellite  $G(\theta, \Phi)$  pour le modèle *transmission non uniforme de puissance*, est proportionnel à  $X_r(\theta, \Phi)$  et compense la déperdition tout au long du chemin  $l^2(\theta)$ , l'expression du gain est donnée par :

$$G(\theta, \phi) = \begin{cases} \frac{X_r(\theta, \phi) l^2(\theta)}{X_r(\theta_{MAX}, 0) l^2(\theta_{MAX})} & \theta_{max} < \theta < \theta_{max} \\ 0 & \text{ailleurs} \end{cases} \quad (\text{III.10})$$

Si on suppose que la zone de couverture est un cercle plat, on peut déduire facilement les expressions de  $X_r(\theta, \phi)$ ,  $l(\theta)$  et  $\theta_{max}$  comme suit :

$$X_r(\theta, \phi) = h \tan \theta \cos \phi + \sqrt{R^2 - h^2 \tan^2 \theta \sin^2 \phi}$$

$$l(\theta) = \frac{h}{\cos \theta}$$

$$\theta_{max} = \frac{\pi}{2} - \psi$$

Où :

$R$  : Diamètre de la zone de couverture

$h$  : altitude de satellite

$\psi$  : Angle d'élévation minimale

### III.2.2 Modèle de la mobilité

Une partie de population se déplace dans n'importe quelle direction donnée avec une vitesse constant  $v$ . En d'autres termes, la densité des utilisateurs est uniforme et la direction de mouvement est uniformément distribuée sur  $[0, 2\pi]$ . Ce modèle a été employé dans la littérature [17, 18] bien que ce modèle soit très simple, il pourrait traduire la réalité, particulièrement pour les utilisateurs des réseaux satellitaires, pendant que tous les moyens principaux de transport (routes, trains) sont couverts par les systèmes cellulaires terrestres. Le réseau de satellites est seulement responsable du reste des utilisateurs mobiles qui voyagent par d'autres moyens plus clairsemés (petits routes, bateaux, etc...).

Supposant qu'un MT à l'instant  $T_0$  à n'importe quel endroit dans un cercle de rayon  $R$  (figure III.7) et après un certain temps, il se déplace dans n'importe quelle direction et couvre la distance  $d=vT$ . Dans ce qui suit on va calculer la probabilité pour qu'un MT part du cercle où il était et se déplace hors du cercle au temps  $T_0+T$ .

#### III.2.2.1 Probabilité de franchir la frontière d'un Cercle

Le principe est illustré par le schéma suivant :

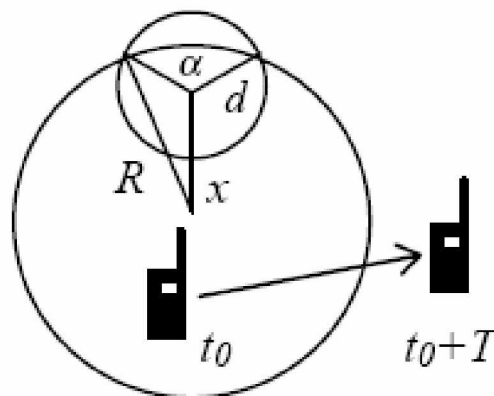


Figure III.7 : Franchissement de la frontière d'un cercle.

1<sup>er</sup> cas :  $0 \leq d \leq R$

Si l'utilisateur, se trouve à une distance  $x$  du centre du cercle et couvre une distance  $d$ , il va quitter le cercle si sa direction de mouvement était à l'intérieur de l'angle  $\alpha$  (figure III.7). La probabilité pour qu'il sera en dehors du cercle est par conséquent égale à  $\frac{\alpha}{2\pi}$ , cet angle peut être donné en utilisant le théorème de cosinus sous forme :

$$\alpha = 2 \cos^{-1} \left( \frac{R^2 - x^2 - d^2}{2xd} \right) \quad (\text{III.11})$$

La probabilité pour que l'utilisateur soit à une distance  $x$  du centre du cercle est proportionnelle au périmètre d'un cercle ayant le rayon  $x$ , qui est proportionnel à  $x$ .

Pour le rendre indépendant de  $x$ , la probabilité  $\frac{\alpha}{2\pi}$  doit être pesé par la distribution  $p(x)=2x/R^2$ , Nous avons ainsi :

$$p_c(d, R) \int_{R-d}^R \cos^{-1}\left(\frac{R^2 - x^2 - d^2}{2xd}\right) \frac{2x}{\pi R^2} dx \dots\dots\dots 0 \leq d \leq R \quad (\text{III.12})$$

L'intégration commence seulement de  $x=R-d$  parce que  $\alpha$  est nul pour des valeurs plus petites que  $x$ .

2<sup>ème</sup> cas :  $R \leq d \leq 2R$

Dans ce cas, nous devons encore peser l'expression  $\frac{\alpha}{2\pi}$  par  $p(x)=2x/R^2$ , en outre, pour une distance  $x$  plus petite que  $d-R$ , la probabilité pour que l'utilisateur quitte le cercle (tandis qu'il couvre la distance  $d$ ) est égale à 1 car  $\alpha = 2\pi$ .

Tout d'abord on doit intégrer  $2x/R^2$  entre 0 et  $d-R$  puis on intègre  $\alpha \frac{x}{\pi R^2}$  entre  $d-R$  et  $R$ , alors on obtient :

$$p_c(d, R) = \frac{(d-R)^2}{R^2} + \int_{d-R}^R \frac{2x}{\pi R^2} \cos^{-1}\left(\frac{R^2 - x^2 - d^2}{2xd}\right) dx \dots\dots R \leq d \leq 2R \quad (\text{III.13})$$

La résolution de ces deux intégrales finies [1], donne une solution simplifiée vraie pour les deux intervalles et qui représente la probabilité en question :

$$p_c\left(\xi = \frac{d}{R}\right) = \begin{cases} \frac{2}{\pi} \arccos\left(\frac{-\xi}{2}\right) + \frac{\xi \cdot \sqrt{4-\xi^2}}{2\pi} - 1 & 0 \leq \xi \leq 2 \\ 1 & \xi > 2 \end{cases} \quad (\text{III.14})$$

### III.2.2.2 Distribution de la distance résiduelle

#### Cas 1: *Transmission par une puissance équivalente*

Soit la variable aléatoire  $D_i$ , qui dénote la distance entre un utilisateur mobile (MT) et le  $i^{\text{ème}}$  SSP tels que :

$$(1 \leq i \leq N)$$

Où  $N$  est le nombre de satellites vus simultanément par le MT à l'intérieur du champ de vision (line of sight LOS) du MT.

Selon la notion de la probabilité géométrique, la probabilité  $p_r (D_i \leq r)$  représente le rapport de la surface du cercle de rayon  $r$  à la surface du LOS ayant pour rayon  $R$ , ainsi  $p_r$  s'exprime par :

$$p_r (D_i \leq r) = \frac{\pi r^2}{\pi R^2} = \frac{r^2}{R^2} \quad (\text{III.15})$$

Si on désigne par la variable  $D_{min}$ , la distance entre un MT et le plus proche SSP dans la zone du LOS, alors la fonction de distribution cumulative de  $D_{min}$  est donnée par :

$$\begin{aligned} F_{D_{min}}(r) &= p_r(D_{min} \leq r) = p_r\{\min(D_1, D_2, \dots, D_N) \leq r\} \\ &= 1 - \{p_r(D_i > r)\}^N \\ &= \frac{R^{2N} - (R^2 - r^2)^N}{R^{2N}} \end{aligned} \quad (\text{III.16})$$

Dans ce modèle, la probabilité pour que la distance résiduelle  $X_{ep}$  soit inférieure ou égale à  $x$  donnant  $D_{min}=r$ , est le rapport entre l'arc qui se trouve en dehors du LOS sur la circonférence entière, lorsque le cercle de rayon  $r$  est décalé de  $x$  (figure III.8). Ainsi on obtient :

$$p_r\{X_{ep} \leq x | D_{min} = r\} = \begin{cases} 0 & 0 \leq x \leq r \\ \frac{2\alpha r}{2\pi r} = \frac{1}{\pi} \cos^{-1}\left(\frac{R^2 - r^2 - x^2}{2xr}\right) & R - r \leq x \leq R + r \\ 1 & x \geq R + r \end{cases} \quad (\text{III.17})$$

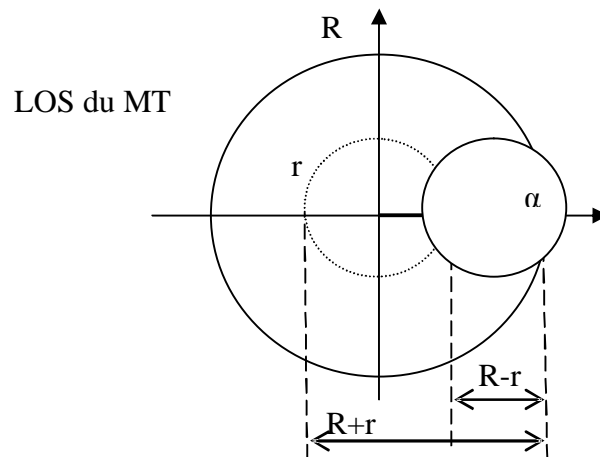


Figure III.8 : Calcul de Pr

Par conséquent la fonction de distribution cumulative (CDF) de la distance résiduelle est donné par :

$$\begin{aligned}
 F_{X_{ep}}(x) &= p_r \{X_{ep} \leq x\} \\
 &= \int p_r \{X_{ep} \leq x | D_{\min} = r\} dF_{D_{\min}} \\
 &\begin{cases} \int_{R-x}^R \cos^{-1}\left(\frac{R^2 - x^2 - r^2}{2xr}\right) \frac{2Nr}{\pi R^{2N}} (R^2 - r^2)^{N-1} dr & 0 \leq x \leq R \\ \int_0^{x-R} \frac{2Nr}{R^{2N}} (R^2 - r^2)^{N-1} dr + \int_{R-x}^R \cos\left(\frac{R^2 - x^2 - r^2}{2xr}\right) \frac{2Nr}{\pi R^{2N}} (R^2 - r^2)^{N-1} dr & R \leq x \leq 2R \end{cases} \quad (III.18)
 \end{aligned}$$

**Cas 2 : Transmission non uniforme de puissance**

Dans ce model, la distance résiduelle de chaque satellite est directement proportionnelle au niveau de la puissance du récepteur de l'utilisateur mobile (MT), Par conséquent un satellite ayant une distance résiduelle maximale est choisi parmi les  $N$  candidats, dans ce modèle la variable aléatoire  $X_i$  est défini comme étant la distance résiduelle du  $i^{\text{ème}}$  satellite ( $1 < i < N$ ) :

$$p_r(X_i \leq x) = \begin{cases} 1 - \frac{2}{\pi} \text{arcCos}\left(\frac{x}{2R}\right) + \frac{x}{2\pi R} \sqrt{4 - \left(\frac{x}{R}\right)^2} & 0 \leq x \leq 2R \\ 1 & x > 2R \end{cases} \quad (III.19)$$

La fonction de densité cumulative (CDF) de la distance résiduelle du satellite cible est donnée par :

$$\begin{aligned}
 F_{X_{np}}(x) &= p_r \{\max(X_1, X_2, \dots, X_N) \leq x\} \\
 &= \begin{cases} \left[ 1 - \frac{2}{\pi} \text{arcCos}\left(\frac{x}{2R}\right) + \frac{x}{2\pi R} \sqrt{4 - \left(\frac{x}{R}\right)^2} \right]^N & 0 \leq x \leq 2R \\ 1 & x > 2R \end{cases} \quad (III.20)
 \end{aligned}$$

### III.2.2.3 Nombre moyen du Handover Inter Satellite

On dénote par  $T_m$  la distribution exponentielle d'un appel avec une moyenne  $\overline{T_m}$ , alors la distance  $X_m$  pour le quel le SSP se déplace durant l'appel ayant une distribution exponentielle avec une moyenne  $\overline{X_m}$  s'exprime par  $\overline{X_m} = v\overline{T_m}$ .

La probabilité pour qu'un transfert d'appel s'exécute est donnée par :

$$P_{HV} = p_r \{X_m > X\}$$

$$= \frac{1}{v T_M} \int_0^{\infty} e^{-\frac{x}{v T_M}} F_X(x) dx \quad (III.21)$$

Où  $X$  représente la distance résiduelle pour les deux modèles précédents.

Soit la variable aléatoire  $K$  qui représente le nombre moyen de handovers inter satellite pendant un appel, alors la moyenne de  $K$  pour chaque modèle peut être écrite sous la forme suivante :

$$\overline{K} = \sum_{n=0}^{\infty} n p_r \{K = n\} = \frac{P_{HV}}{1 - P_{HV}} \quad (III.22)$$

### III.2.3 Environnement de multiple Spot-Beam

#### III.2.3.1 Introduction

Dans la plupart des constellations de satellites basses orbites (LEOs), la zone de couverture est divisée en plusieurs faisceaux (spots-beams), l'utilisation de ces spots beams peut augmenter la capacité du système, concentrer la puissance de transmission et réduire la taille d'antenne du mobile ainsi que la puissance requise de transmission.

Dans ce qui suit, on va calculer le nombre moyen du handover intersatellite pendant un appel sous environnement spots beams

#### III.2.3.2 Choix de l'algorithme d'optimisation du Handover intersatellites

Quand un MT essaye de renouveler la connexion d'appel, il doit estimer approximativement la distance résiduelle de chaque satellite visible en recevant les informations sur le faisceau (spot-beam) demandé dans la zone de couverture de chaque satellite. Ainsi le MT peut se relier à un satellite qui réduit au minimum le handover intersatellite parmi tous les satellites entrants dans son champ de vision (LOS).

La figure (III.9), montre la géométrie de multiples faisceaux (spots beams) dans la zone de couverture d'un satellite. Dans cette figure, les faisceaux sont groupés dans plusieurs classes selon la position relative à la direction du mouvement dans la zone de couverture. Par conséquent la classe la plus élevée est dénotée par  $C_m$  ( $1 < i < C_m$ ). En outre, le rayon de chaque spot beam et la distance entre deux spots beams adjacentes sont dénotés par  $\rho$  et  $L$  respectivement.

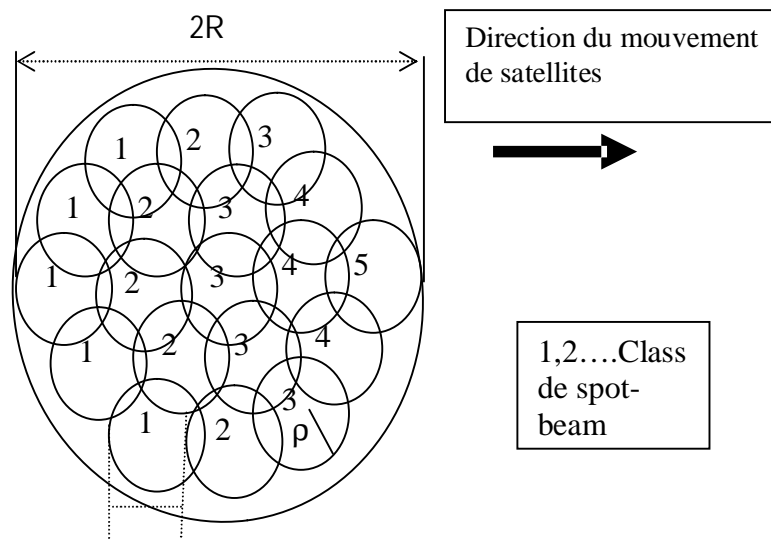


Figure III.9 : La couverture sous environnement spot beam

• **L'algorithme de minimisation de handover d'intersatellite (ISHM)**

Dans cet algorithme le terminal mobile (MT) est relié au satellite ayant la haut-classe de spot beam parmi les  $N$  satellites candidats. Si le nombre de spot beam de haut-classe est supérieur à 1, un raccordement est établi au spot beam qui a une puissance maximale du signal reçu parmi tous les spots beams de cette classe.

Comme la connexion est établie au spot beam ayant une distance résiduelle maximale dans la région du  $LOS$ , cet algorithme peut réduire les tentatives de handover inter satellite. Cependant, des fréquents handovers inter beam sont inévitables, parce que cet algorithme compare la classe des spots beams candidats avant la période de séjour de ces derniers.

• **L'algorithme de minimisation de handover d'interbeams (IBHM)**

Dans cet algorithme, un MT choisit le spot beam cible ayant une puissance maximale du signal parmi les  $N$  satellites candidats sans prendre en considération leurs classes. Et comme la classe du spot beam n'est pas considérée pour le choix de la cible, des handovers inter satellite



se produisent plus fréquemment pour l'algorithme ISHM, malgré la réduction dans le nombre d'inter beam handover.

• **L'algorithme hybride**

Cet algorithme combine les deux algorithmes précédents en améliorant les caractéristiques du handover intersatellite et d'interbeam. Dans cet algorithme un MT choisit le spot beam avec une puissance maximale du signal reçue parmi tous les spots beams dont la classe est supérieure à une classe de seuil bien déterminée ( $C_t$ ). Si les classes de tous les candidats sont inférieures ou égale à  $C_t$ , le spot beam qui a la classe la plus élevée sera choisi. Cet algorithme peut réduire les tentatives du handover inter beam, toute en maintenant une distance résiduelle minimale jusqu'au nouvel intersatellite handover.

**III.2.3.3 Analyse du Handover intersatellites sous environnement Spot-Beam**

L'analyse du handover dans cet environnement peut être effectuée en appliquant l'approche décrite dans la section précédente. Quand le MT reçoit le signal pilot de chaque satellite, la probabilité  $P_c(i)$  pour que la classe du spot beam courant soit  $i$ , peut être exprimée comme le rapport entre la classe  $i$  par rapport à tous les spots beams.

Soient  $C$  et  $Q$  qui dénotent la classe du spot beam choisi et le nombre de spots beams candidats. Pour l'algorithme *ISHM*, la probabilité pour que la classe la plus élevée parmi tous les spots beams candidats de  $N$  stellites visibles soit  $m$ , et le nombre de spots beams ayant la classe  $m$  soit  $n$ , peut être donnée comme suit :

$$P_r \{C_s = m, Q = n\} = \binom{N}{n} P_c^n(m) F_c^{N-n}(m-1) \quad (III.23)$$

Où :

$$F_c(m-1) = \sum_{i=1}^{m-1} P_c(i) \quad 1 \leq m-1 \leq C_m \quad (III.24)$$

Dans l'algorithme *IBHM*, les signaux reçus de  $N$  spots beams sont comparés indépendamment de leurs classes, dans ce cas  $Q$  est fixé par  $N$ . Par conséquent la probabilité  $P_r\{C_s = m, Q = n\}$  est donnée par :

$$P_r\{C_s = m, Q = N\} = P_c(m) \quad (III.25)$$

Pour l'algorithme hybride cette probabilité est identique à celle de *ISHM* si la classe la plus élevée est inférieure ou égale à  $C_t$ . Par contre, dans le cas où  $C_s$  est supérieure à  $C_t$ , cette probabilité représente la probabilité pour que les classes de  $n$  spots beams soient supérieures à  $C_t$ , et la classe la plus élevée soit  $m$ . Ainsi  $P_r\{C_s = m, Q = n\}$  peut s'écrire comme suit :

$$P_r \{C_s = m, Q = n\} = \begin{cases} \binom{N}{n} P_c^n(m) F_c^{N-n}(m-1) & 1 \leq m \leq C_t \\ P_c(m) \binom{N}{n} (1 - F_c(C_t))^{n-1} \times F_c^{N-n}(C_t) & C_t \leq m \leq C_m \end{cases} \quad (\text{III.26})$$

Si la distance résiduelle du spots beam choisi est  $Z$ , alors les CDF<sub>s</sub> de  $Z$  pour les deux modèles décrits préalablement sont égaux à (II.18) et (II.20) à l'exception de  $R$  et  $N$  qui sont remplacées par  $\rho$  et  $Q$  respectivement. Par conséquent la CDF de la distance résiduelle  $X$  du satellite cible en considérant  $Z$  et la classe du spot beam cible est donnée par :

$$F_X(x) = P_r \{X \leq x\} = \sum_{m=1}^{C_m} \sum_1^N F_{Z|Q=n}(x - (m-1)L) \times P_r(C_s = m, Q = n) \quad (\text{III.27})$$

Le nombre moyen du handover inter satellitaire durant un appel peut être obtenu comme (III.22), en utilisant (III.21) et (III.27) :

## **Chapitre IV :**

---

# **MODELISATION DU PROBLEME DU HANDOVER**

## **RESULTATS ET DISCUSSIONS**

---

### *RESUME*

*Ce chapitre présente les résultats de notre modélisation concernant le problème du Handover basée sur les modèles mathématiques décrits dans les chapitres précédents. Ce chapitre fait l'objet également de commentaires et de discussions sur ces résultats.*

## IV.1 INTRODUCTION

Le but de cette étude est d'avoir une idée sur le mécanisme du handover dans une constellation de satellites. En effet, le nombre élevé de tentatives de transfert d'appel (handover) peut dégrader significativement la qualité de service ; cette dernière devrait être assurée par les gens de la télécommunication. Pour cette raison plusieurs études ont été réservées pour ce mécanisme, la majorité de ses études s'orientent vers sa diminution pour assurer une communication sans interruption. En proposant différents modèles, des résultats ont été obtenus, le modèle choisi est le modèle qui réduit encore mieux le nombre de handover durant un appel.

Dans cette section, nous allons établir une comparaison entre les deux modèles sus -cités ; le modèle (*equal power transmission*), et le modèle (*non-uniform power transmission*). Le but de cette comparaison est d'une part, de choisir le modèle qui offre une minimisation meilleure du nombre moyen de handover durant un appel, du point de vue couverture et dans un milieu de visibilité multiple ; c-a-d plusieurs satellites peuvent être vus dans le champ de vision de l'utilisateur mobile MT, et d'autre part, d'étudier l'influence de quelques paramètres tels que le diamètre de la zone de couverture et la durée d'appel sur les performances de ces modèles. En effet les études précédentes montrent que la distance résiduelle joue un rôle important pour la minimisation du nombre de handover durant un appel. Il se trouve que ce nombre sera réduit chaque fois que la distance résiduelle augmente. Dans ce contexte, on peut dire qu'à chaque fois que la distance résiduelle se relie au diamètre de la zone de couverture  $R$ , la minimisation du nombre de handover normalement s'améliore pour les valeurs importantes de  $R$ . Ainsi, lorsque la durée d'appel est assez longue, l'utilisateur mobile MT peut franchir la frontière de la zone de couverture sans avoir terminé sa communication, alors, on attend que la minimisation de handover soit meilleure pour les durées d'appel courtes. Dans ce qui suit, à travers la résolution des différentes formules mathématiques décrites dans les chapitres précédents, nous essayerons de justifier ces assumptions.

## IV.2 VISIBILITE DE MULTIPLE SATELLITES

Avant d'étudier la minimisation du nombre de *handover*, on doit étudier tout d'abord le milieu de visibilité de multiple satellites, le milieu pour lequel le MT choisit sa cible parmi les satellites candidats entrant dans son champ de vision.

Dans cette section on s'intéresse à l'étude de l'influence de quelques paramètres caractérisant une constellation de satellites (LEO<sub>s</sub>), tels que le **nombre de satellites** ( $N_{CS}$ ), **l'angle d'inclination** ( $\delta$ ), **l'angle d'élévation** ( $\varepsilon_{\min}$ ), etc...

Pour cela, on considère deux constellations différentes dont les paramètres sont mentionnés dans les figures (IV.1) et (IV.2) représentant la moyenne du nombre de satellites candidat  $E [N_{CS}]$  en fonction de latitude. Il est clair que  $E [N_{CS}]$  atteint son maximum pour des régions ayant des latitudes moyennes, où la densité des utilisateurs est plus importante.

Dans la constellation 1 (figure IV.1), comme le nombre de satellites dans cette constellation est supérieur à celui de la constellation 2, plusieurs satellites peuvent être vus pour les latitudes basses comparativement à la constellation 2.

Pour les hautes régions (angle de latitude supérieure à l'angle d'inclination), la surface de la zone de couverture affecte  $[N_{CS}]$  plutôt que le nombre de satellites dans la constellation. Dans la constellation 1 qui a une latitude basse et qui possède plusieurs satellites,  $E [N_{CS}]$  diminue rapidement à des latitudes supérieures à  $50^\circ$ .

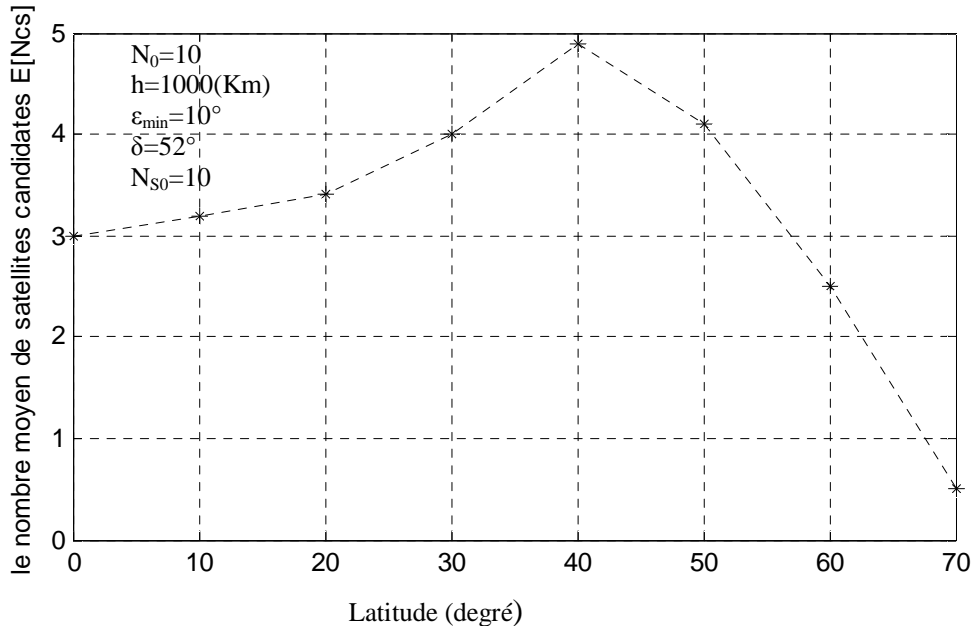


Figure IV.1 : Le nombre moyen de satellites candidats pour différentes latitudes  $E [N_{cs}]$  (Constellation 1)

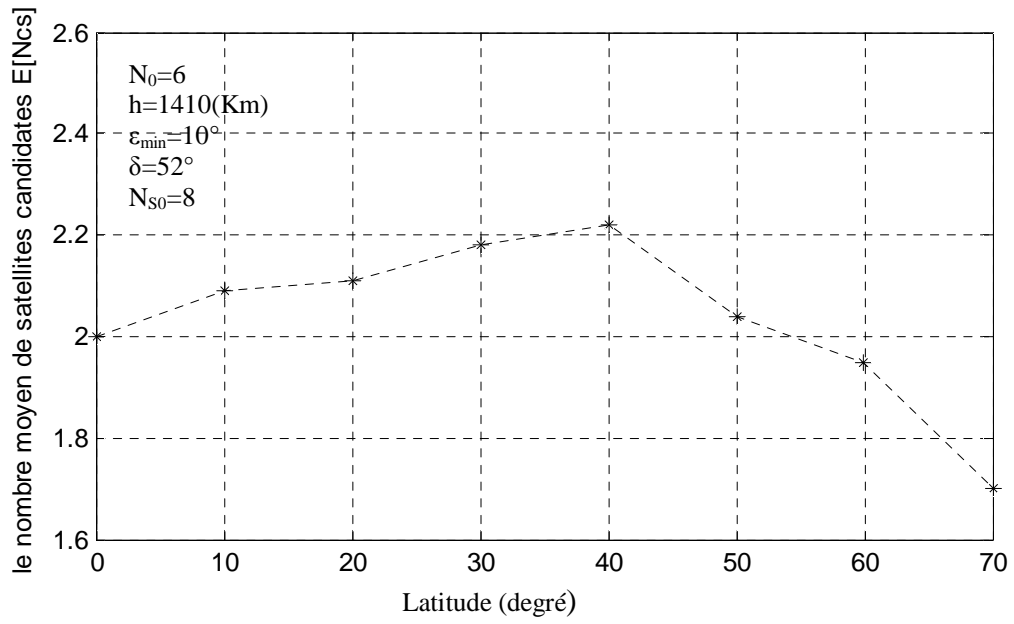


Figure.IV.2 : Le nombre moyen de satellites candidats pour différentes latitudes E [ $N_{cs}$ ] (Constellation2)

### IV.3 DISTRIBUTION DE LA DISTANCE RESIDUELLE

La figure (IV.3) représente la moyenne de la distance résiduelle pour les deux modèles décrits précédemment en fonction du nombre de satellites candidats (visibles). Pour le modèle (*equal power transmission*), la moyenne de la distance résiduelle se rapproche vers  $R$  (1000Km) lorsque le nombre de satellites  $N$  augmente, car le SSP choisi est le plus proche au centre du champ de vision (LOS) du MT quand  $N$  augmente, par contre, dans le modèle (*non-uniform power transmission*) l'augmentation de la distance résiduelle s'améliore lorsque  $N$  augmente.

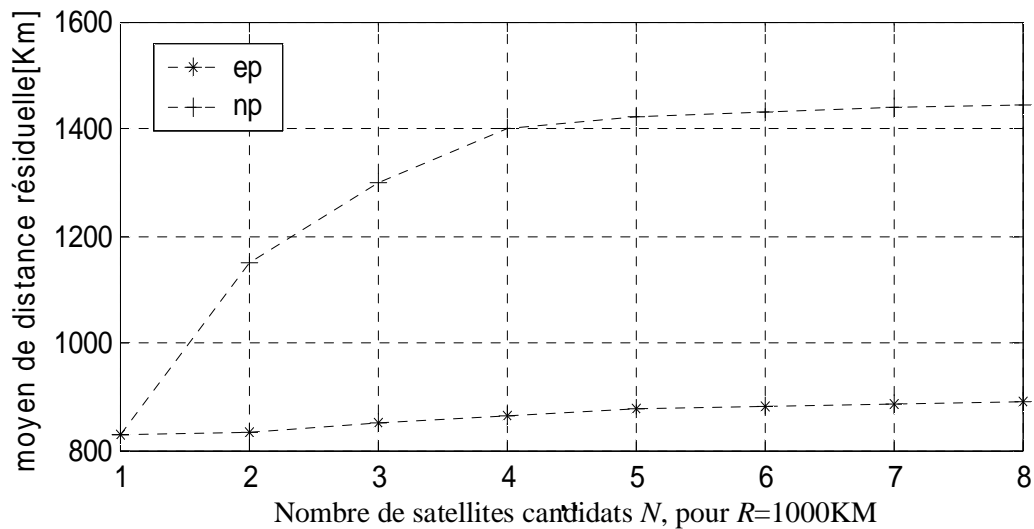


Figure IV.3 : La moyenne de la distance résiduelle pour  $R=1000$  km

### IV.4 NOMBRE MOYEN DE HANOVER INTERSATELLITE DURANT UN APPEL

#### IV.4.1 Environnement normal

Dans cette section le nombre moyen de handover intersatellite durant un appel a été calculé pour les deux modèles décrits dans le chapitre III, sous environnement sans et avec spot beam. Pour cela plusieurs suppositions ont été introduites dans le but de faciliter le calcul mathématique comme suit :

- Chaque satellite a une zone de couverture circulaire de rayon  $R$ .
- le SSP de chaque satellite se déplace linéairement avec une vitesse constante.
- $N$  satellites existes dans le champ de vision du terminal mobile (MT).

La distribution de la position de tous les satellites au cours d'essai de transfert d'appel est la même pour le nouveau essai.

Les figures IV.4.....IV.10 représentent la moyenne du nombre du handover inter satellite  $\bar{K}$  sous environnement normal en fonction de nombre de satellites candidates  $N$ .

La vitesse de chaque satellite soit  $1608,00\text{Kmh}^{-1}$ . Les figures IV.4...IV.7 montrent La variation de  $\bar{K}$  en fonction de  $N$  pour les différentes rayons  $R$  (1500Km, 1000Km et 850Km) et pour deux durées d'appel,  $T_M=150\text{s}$  ( $X_M=67\text{Km}$ ) et  $T_M=212\text{s}$  ( $X_M=95\text{Km}$ ) pour le modèle (*equal power transmission*).

Pour les trois valeurs de  $R$  ( $R=850$  et  $R=1000\text{Km}$   $R=1500\text{Km}$ ),  $\bar{K}$  diminue mieux pour  $T_M=150\text{s}$  Que  $T_M=212\text{s}$ .

La figure (IV.7) présente la variation de  $\bar{K}$  en fonction de  $N$  pour une durée d'appel  $T_M=150\text{s}$  et pour  $R=850\text{Km}$ ,  $R=1000\text{Km}$  et  $R=1500\text{km}$ , comme la figure le montre, dans ce modèle la réduction du nombre de handover intersatellite est mieux pour les zones de couverture ayant des rayons les plus grands lorsque le nombre de satellites augmente. Donc ce modèle est utile pour des rayons importants et de durées d'appelles assez courtes.

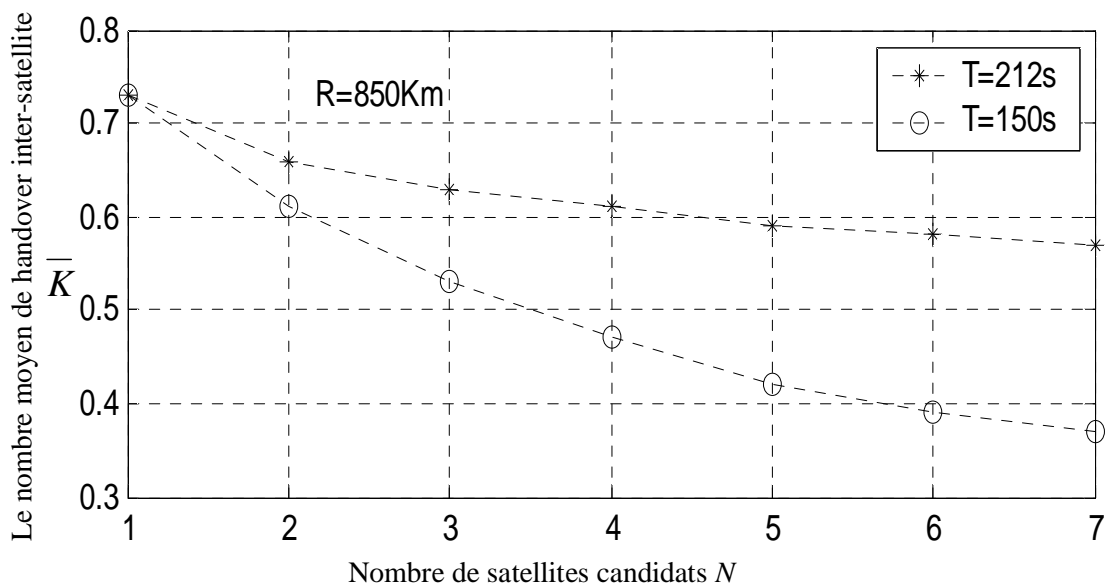


Figure IV.4 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellite pour le modèle EPT (R=850Km)



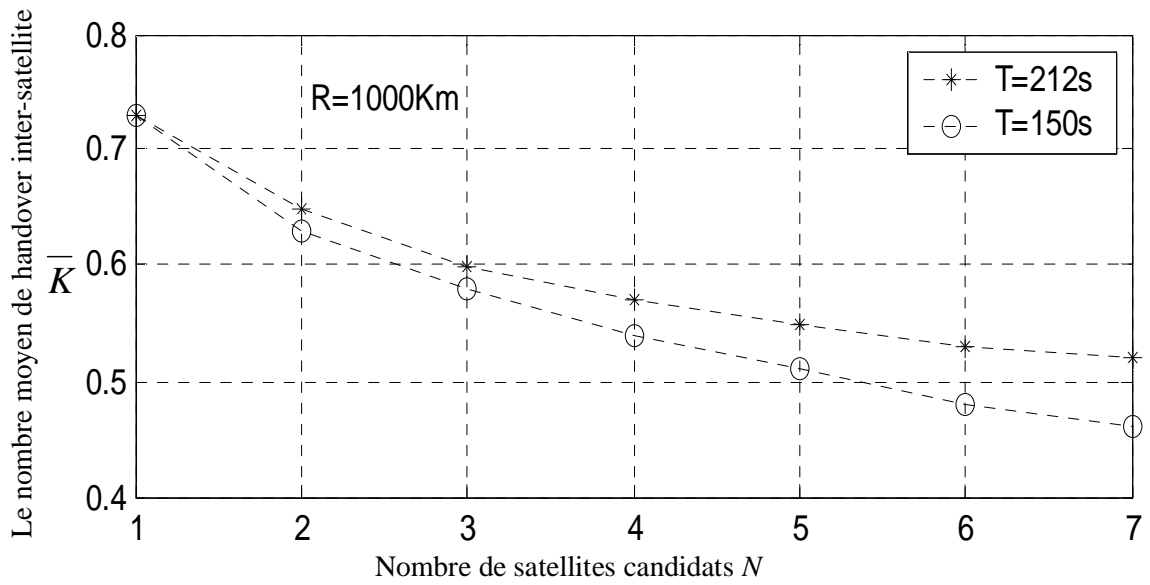


Figure IV.5 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellite pour le modèle EPT (R=1000Km)

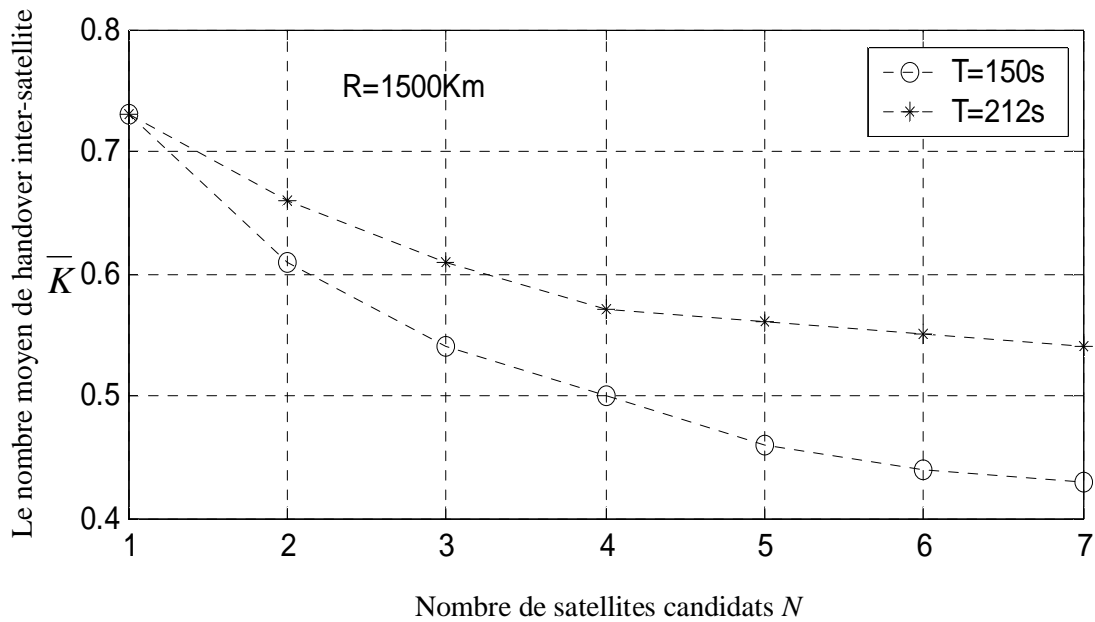


Figure IV.6 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellite pour le modèle EPT (R=1500Km)

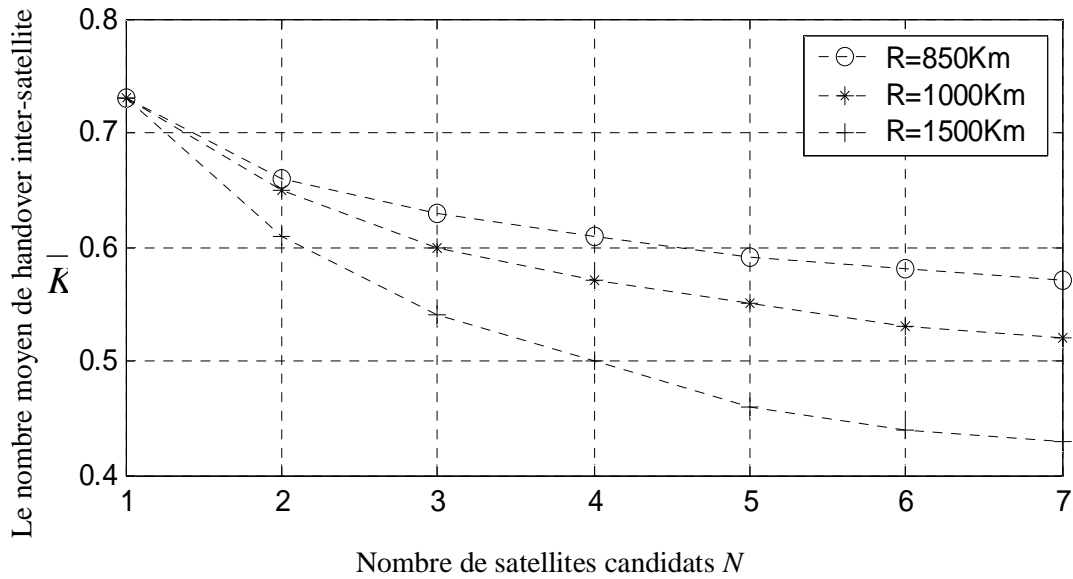


Figure IV.7 : Le nombre moyen de Handover Inter Satellite pour le modèle EPT (R=850, 1000, 1500Km)

Dans les figures IV.8.....IV.10 la variation de  $\bar{K}$  est obtenue selon le modèle *non-uniform power transmission*. Les deux figures IV.8 et IV.9 montrent que  $\bar{K}$  diminue mieux pour  $\bar{T}_M = 150s$  que pour  $\bar{T}_M = 212s$ .

La figure IV.10 représente la variation de  $\bar{K}$  en fonction de  $N$ , pour les différents rayons  $R$ , et pour une durée d'appel  $\bar{T}_M = 150s$ , d'après cette figure, ce modèle réduit mieux le nombre de handover intersatellite, lorsque le rayon de la zone de couverture devient plus important.

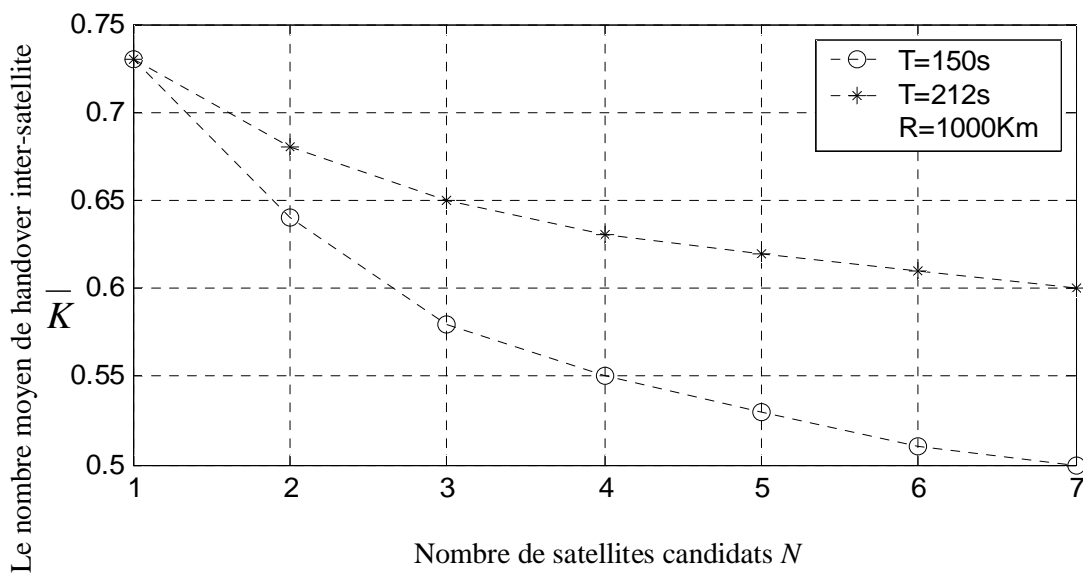


Figure IV.8 : Le nombre moyen de Handover inter satellite pour le modèle (NUPT) (R=1000Km)

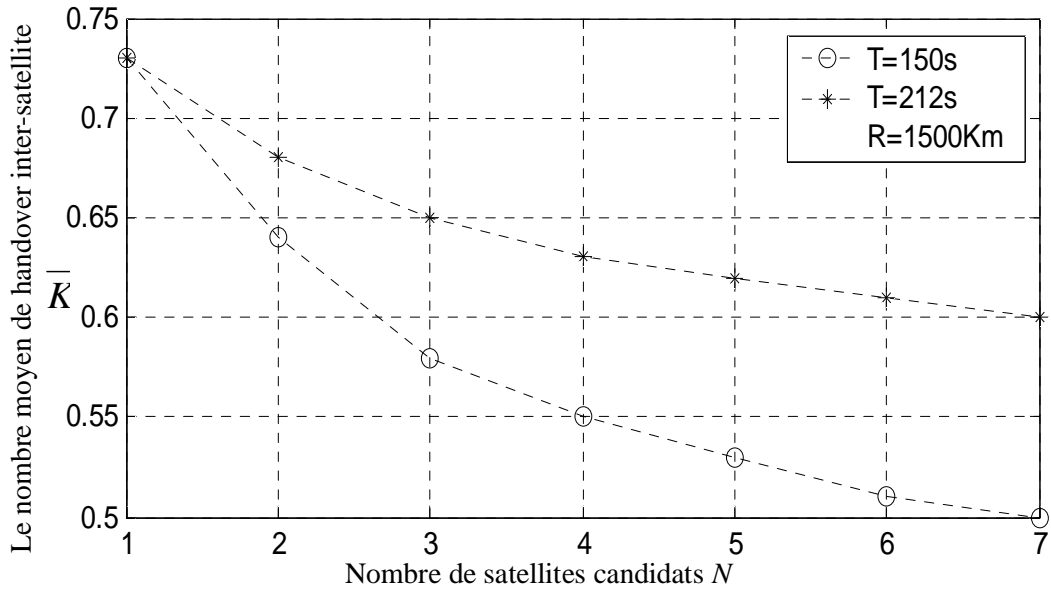


Figure IV.9 : Le nombre moyen de Handover inter satellite pour le modèle (NUPI)  
( $R=1500\text{Km}$ )

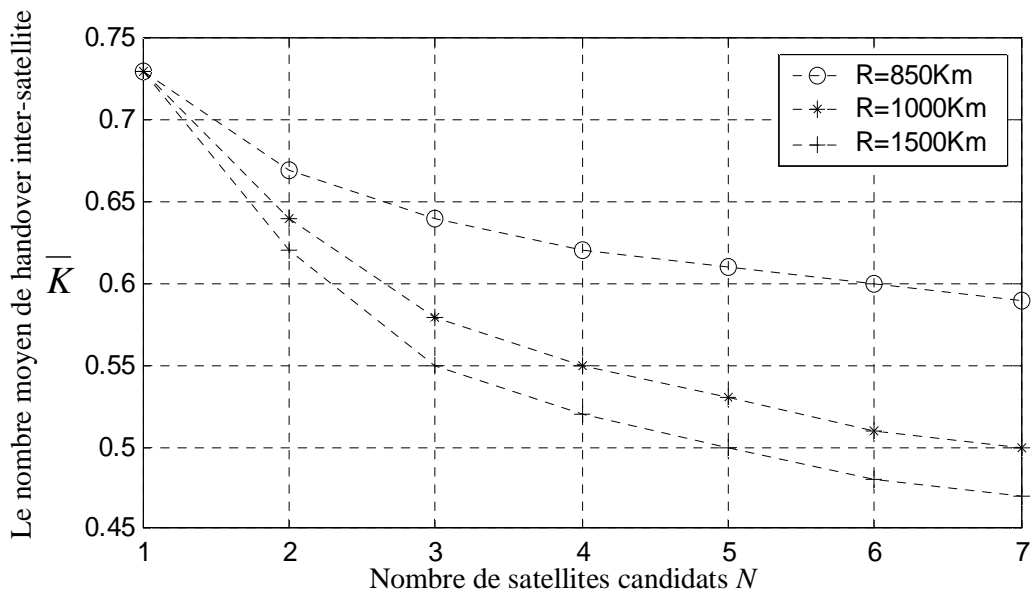


Figure IV.10 : Le nombre moyen de Handover inter satellite pour le modèle (NUPT)  
 $\bar{T}_M=150\text{s}$  ( $\bar{X}_M=67\text{Km}$ ), ( $R=850, 1000, 1500\text{Km}$ )

Les figures IV.11, IV.12 et IV.13 montrent la comparaison entre les deux modèles pour les différents rayons de la zone de couverture ainsi que pour les différentes durées d'appel.

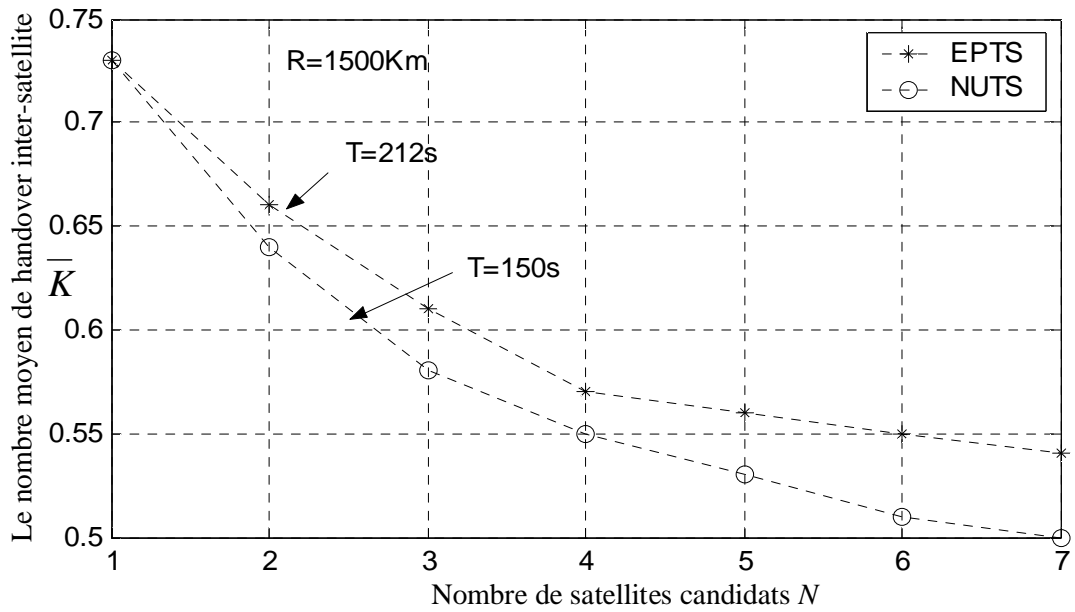


Figure IV.11 : Le nombre moyen de Handover inter satellite  
NUTS ( $T=150$  s) et EPTS ( $T=212$  s),  $R=1500$ Km

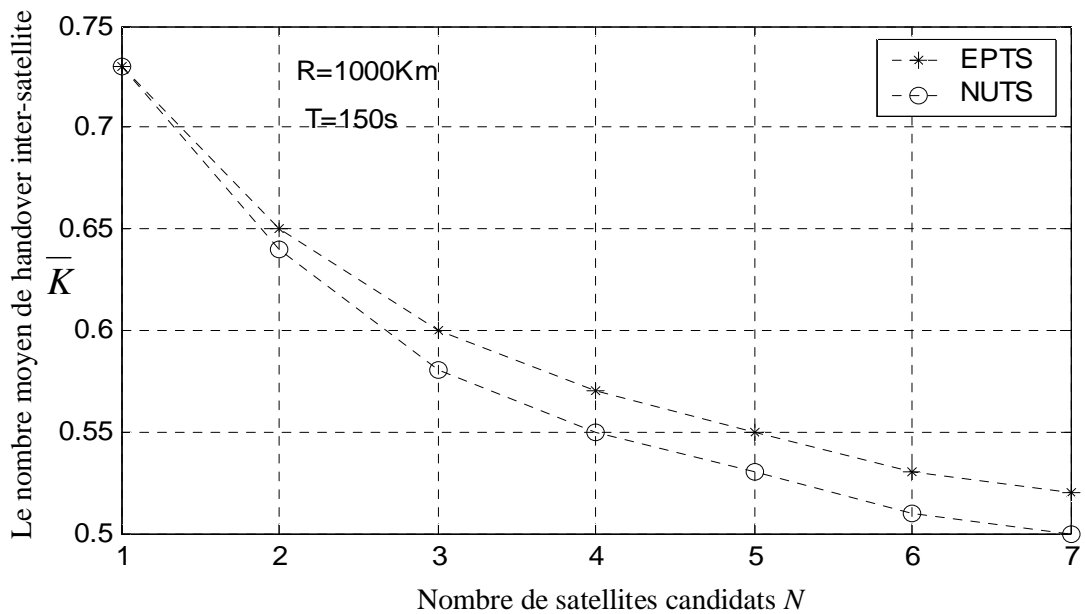


Figure IV.12 : Le nombre moyen de Handover inter satellite  
NUTS ( $T=150$  s) et EPTS ( $T=150$  s),  $R=1000$ Km

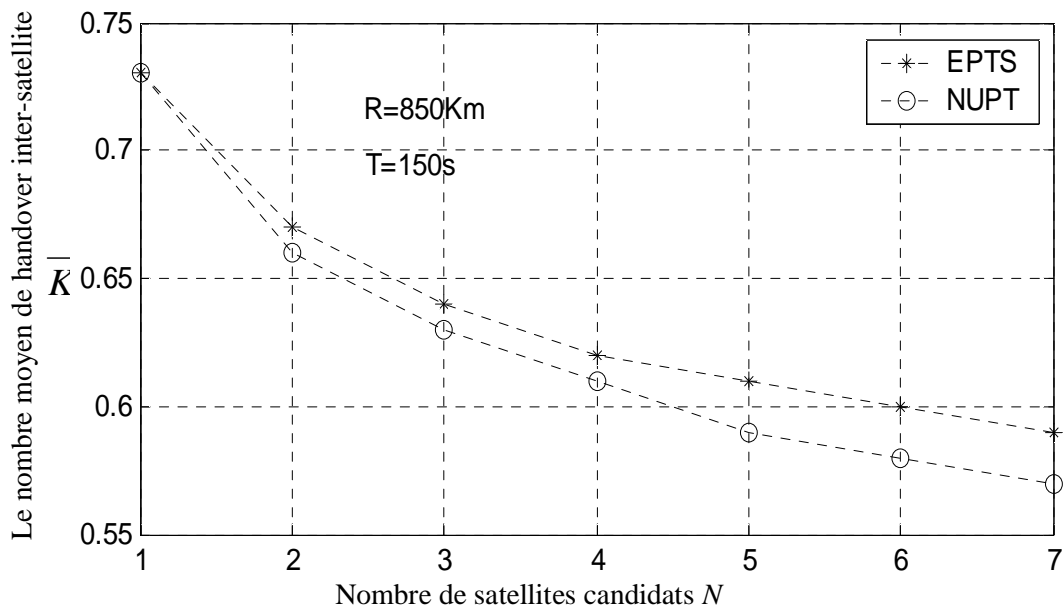


Figure IV.13 : Le nombre moyen de Handover inter satellite

NUTS ( $T=150\text{ s}$ ) et EPTS ( $T=150\text{ s}$ ),  $R=850\text{Km}$

Pour les différentes valeurs de  $R$ , le modèle *non-uniform power transmission* réduit mieux le nombre de transfert d'appel (handover inter satellite) lorsque le nombre de satellites  $N$  augmente, comparativement au modèle (*equal power transmission*), cela est dû à la distance résiduelle qui est importante dans le premier modèle.

D'après ce qui précède il se trouve que :

- Le rayon de la zone de couverture ainsi que la durée d'appel affectent la minimisation de nombre de handovers pour les deux modèles ; cette minimisation s'améliore pour les valeurs importantes de  $R$  et pour des durées d'appel courtes..
- La distance résiduelle influe directement sur la minimisation du nombre de handovers (sans tenir compte de  $R$  et  $\overline{T_M}$ ), chaque fois que cette distance devient importante, le nombre d'essais de transfert diminue rapidement, lorsque le nombre de satellites augmente (cas du modèle *non-uniform power transmission*).

#### IV.4.2 Environnement SPOT BEAM

Sous cet environnement et pour le calcul numérique de  $\bar{K}$ , on suppose que le rayon de chaque faisceau est de 300Km, ainsi la zone de couverture de chaque satellite est couverte par 19 faisceaux (spot beam). Dans ce cas  $L$  égale à 3500Km et  $P_c$  est donnée par :

$$P_c(1) = P_c(2) = P_c(3) = \frac{5}{19}$$

$$P_c(4) = \frac{3}{19}, \quad P_c(5) = \frac{1}{19}$$

La figure IV.14 illustre la moyenne du nombre de handover intersatellite  $\bar{K}$  durant un appel pour l'algorithme ISHM en fonction du nombre de satellites candidats  $N$ , cette figure montre que  $\bar{K}$  diminue lorsque  $N$  augmente pour les deux modèles (EPT et NPT). La tendance de  $\bar{K}$  n'est pas sévèrement affectée par le modèle de faisceaux d'antenne, car la priorité de choisir le satellite cible est accordée au classe du spot beam, ainsi qu' à la force du signal reçu.

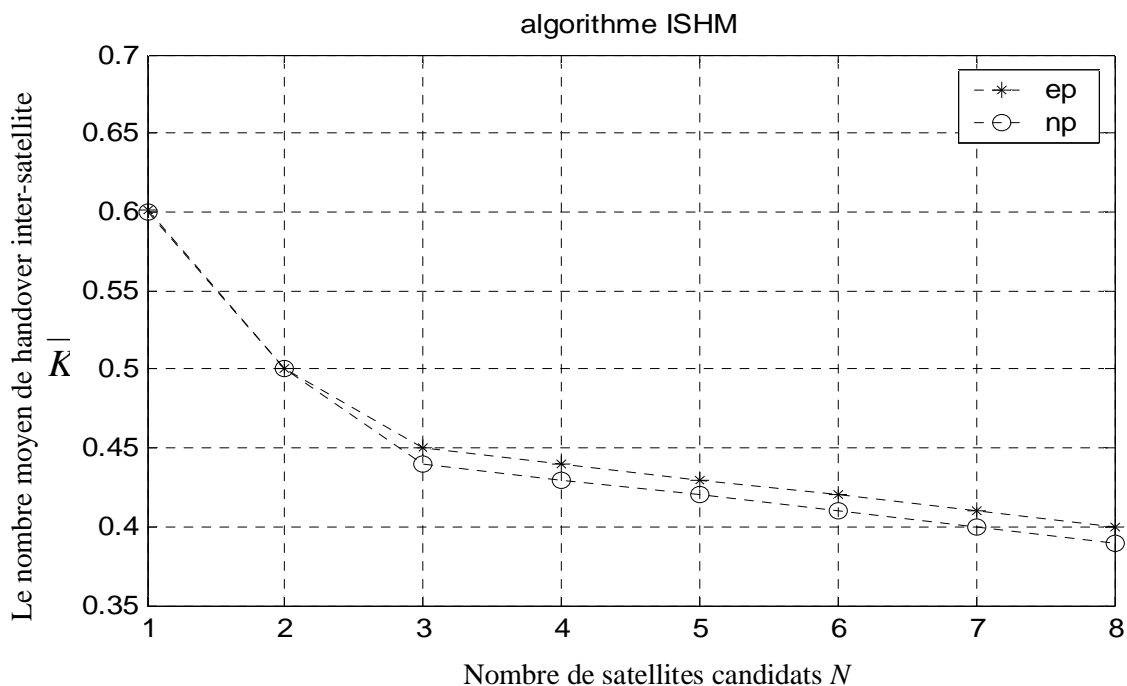


Figure IV.14 : Les caractéristiques du Handover pour l'algorithme ISHM

La figure IV.15 illustre les caractéristiques du handover intersatellites  $\bar{K}$  pour l'algorithme IBHM en fonction de  $N$ , dans cette figure  $\bar{K}$  diminue quand  $N$  augmente, cette diminution devient plus rapide pour le modèle NUPT que pour le modèle EPT. Bien que la classe du spot beam ne soit pas affectée par  $N$ , l'augmentation de la distance résiduelle qui réduit significativement  $\bar{K}$  lorsque  $N$  devient plus important.

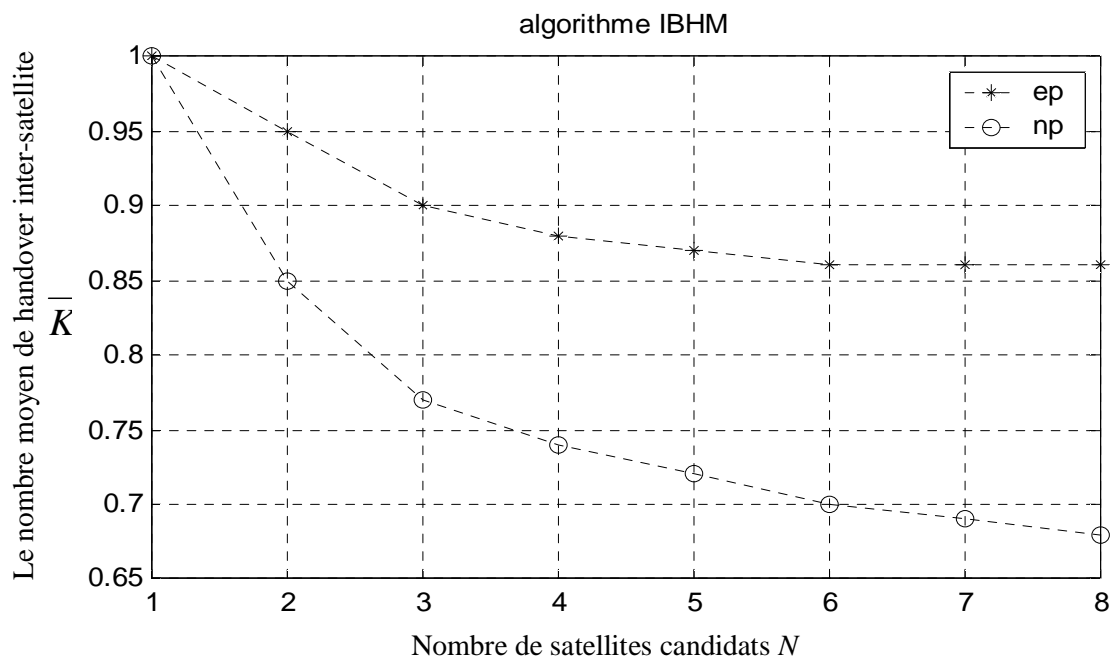


Figure IV.15 : Les Caractéristiques De Handover Pour L'algorithme IBHM

La figure (IV.16) illustre la variation de  $\bar{K}$  pour l'algorithme hybride pour  $Ct=1$ .

Comparativement au  $\bar{K}$  de l'algorithme IBHM,  $\bar{K}$  peut être sensiblement réduit, surtout dans la gamme de  $2 < N < 4$ , la réduction de  $K$  est remarquable, au fur et à mesure que  $N$  augmente, la distance résiduelle et la classe du faisceau de satellite cible augmentent. Par conséquent, cet algorithme est plus performant que les algorithmes ISHM et IBHM, noter que l'algorithme hybride avec le modèle (non-uniforme transmission) peut efficacement réduire le nombre de handovers intersatellite ce qui va augmenter la qualité de service.

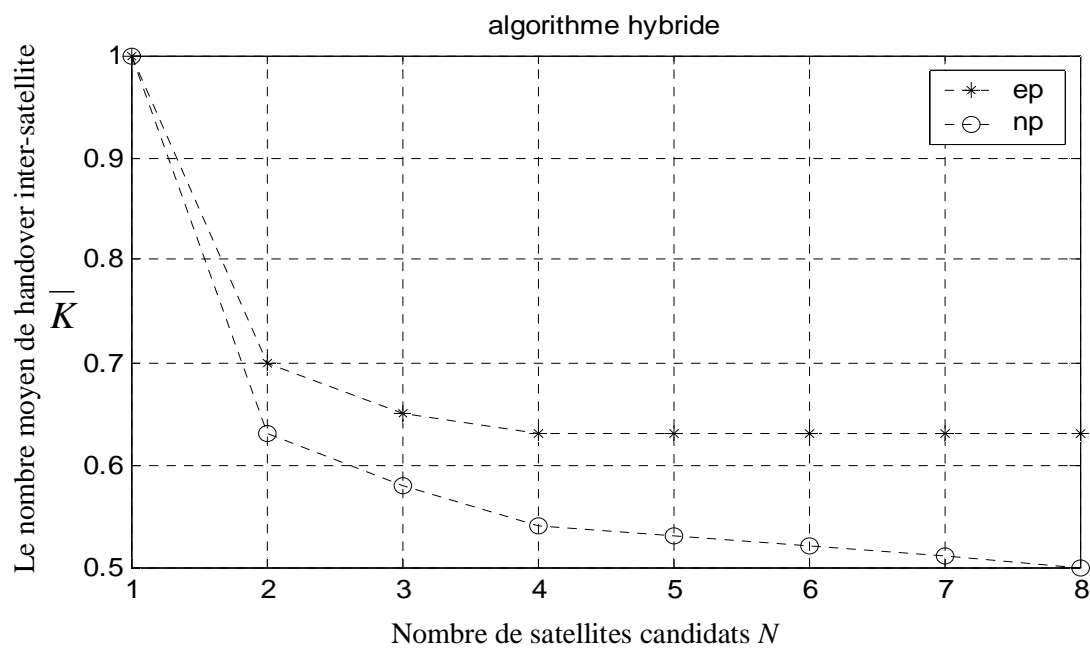


Figure IV.16 : Les caractéristiques du Handover pour l'algorithme hybride



## CONCLUSION GENERALE

Le handover (inter ou intra satellitaire) est l'une des procédures critiques de la communication mobile- réseau satellitaire. C'est le handover inter satellitaire qui présente le plus de risque, la gestion de ce mécanisme doit être paramétrée de façon adéquate à fin de maintenir la communication d'un tel usager et par conséquent de lui garantir une qualité de service acceptable.

Au cours de ce travail, les caractéristiques du handover intersatellites dans les systèmes de communication satellitaires LEOs du point de vue couverture où plus de deux satellites peuvent simultanément être visibles, sont numériquement évaluées dans le but de le réduire.

La distribution de probabilité du nombre de satellites candidats pour une latitude arbitraire a été calculée, on a trouvé que ce nombre atteint son maximum pour les régions ayant des latitudes moyennes où la densité des usagers est importante. Ainsi, on a vu que quelque paramètres tels que : l'angle d'élévation, l'angle d'inclination et la taille de la zone de couverture affectent ce nombre.

La minimisation du nombre de handovers intersatellitaire était notre objectif dans ce mémoire. Pour cela, la distribution de la distance résiduelle et la moyenne du nombre de handover intersatellitaire durant un appel ont été calculés, tout en utilisant deux modèles différents selon la distribution de la puissance émise à l'intérieure de la zone de couverture de chaque satellite. Ces deux modèles sont " equal power transmission (EPT)" et " non-equal power transmission (NUPT) "

En ce qui concerne la moyenne de la distance résiduelle, le modèle NUPT incrémente cette distance mieux que le modèle EPT lorsque le nombre de satellites candidats augmente.

En effet, l'augmentation de la distance résiduelle affecte le nombre de handover inter satellite durant un appel, lorsque cette distance devient plus importante, la moyenne du nombre de handover se réduit de façon significative. Ainsi, le rayon de la zone de couverture et la durée d'appel affectent aussi ce nombre. Il se trouve que pour les deux modèles, ce nombre se réduit encore mieux pour les valeurs importantes de R et pour les durées d'appels courtes. En outre, les résultats obtenus montrent que le modèle (NUPT) augmente la distance résiduelle et par conséquent minimise le nombre d'essai de transfert d'appel mieux que le modèle EPT.

Sous environnement de multiple spot beam, trois algorithmes ont été étudiés en utilisant les deux modèles précédents, les résultats montrent que l'algorithme hybride qui prend en considération en même temps la classe et la force du signal reçu de chaque spot beam minimise significativement le handover inter satellitaire surtout lorsqu'on utilise le modèle NUPT.

## BIBLIOGRAPHIE

- [1] A. El-Hoiydi and R. J. Finean, "Location management for the satellite universal mobile telecommunication system", *Int. Conf. on Universal Personal Communications, Cambridge, MA*, September 1996 ; pp. 739–744.
- [2] L. Boukhatem, A. L. Beylot, D. Gaiti, and G. Pujolle, "TCRA: A Time Based -Channel Reservation Scheme for Handover Requests in LEO satellite systems", *MWCN, Brazil* ; pp. 119-126.
- [3] F. Santucci, M. Pratesi, M. Ruggieri and F. Graziosi, "A general analysis of signal strength Handover algorithms with cochannel interference", *IEEE Transactions On Communications*, **Vol. 48**, no. 2, February 2000 ; pp.231-240.
- [4] Y. H. Kwon and D. K. Sung , "Analysis of Handover characteristics in shadowed LEO satellite communication networks", *Int. J. Satell. Commun.* 2001; **Vol. 19**, pp. 581- 600.
- [5] Y. H. Kwon, J. Y. Yun and D. K. Sung, "Satellite selection scheme for reducing Handover attempts in LEO satellite communication systems", *Int. J. Satell. Commun*, 1998, **Vol. 16** ; pp. 197–208.
- [6] M. Leo and M. Luglio, "Intersegment handover performance in integrated terrestrial satellite systems", *Int. J. Satell. Commun.* 2002; **Vol. 20** ; pp. 417–434.
- [7] B. Poethi and G. Maral , "Evaluation of the guaranteed Handover algorithm in satellite constellations requiring mutual visibility", *Int. J. Satell. Commun. Network.* 2003; **Vol. 21**; pp. 163–182.
- [8] L. Boukhatem, D. Gaïti and G. Pujolle, " A Time-Based reservation scheme for managing Handovers in LEO satellite systems", *Int. J. Network Mgmt* 2003; pp. 131-391.
- [9] L. Boukhatem, D. Gaïti and G. Pujolle , "Channel assignment with Handover queuing in LEO satellite systems based on an 'Earth-Fixed-Cell Coverage' ", *IEEE VTC' 01-2001* ; pp.1-6.
- [10] E. Altman , " Communication Satellite ", *INRIA sophia -antipolis*, pp.7-20.
- [11] R. E. Sheriff and Y.H. Fun , "Mobile Satellite Communication Network", *John Wiley & Sons Ltd, Hardback, 2001*; pp. 200-207.
- [12] R .B. Elbert , "The Satellite Communication Application Handbook ", *Second edition 2004; ARTECH HOUSE, Norwood* ; pp.415-421.

- [13] L. Y. Franckn and G. Maral , “Static and adaptive routing in ISL Networks from a constellation perspective”, *Int. J. Satell. Commun.* 2002; **Vol. 20**; pp.455–475.
- [14] N. Efthymiou, Y.F. Hu, A. Properzi and R.E. Sheriff, ‘‘Inter-Segment Handover algorithm for an integrated Terrestrial/Satellite-UMTS environment’’, *9th IEEE International Symposium on Personal Indoor and Mobile Radio Communications*, PIMRC ’98, Boston, MA, 8–11 September 1998 ; pp. 993–998.
- [15] N. Efthymiou, Y.F. Hu and R.E. Sheriff, ‘‘Performance of intersegment Handover protocols in an integrated Space/Terrestrial UMTS Environment’’, *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, **Vol. 47 (4)**, November 1998 ; pp. 1179–1199.
- [16] **N. Efthymiou, Y.F. Hu, A. Properzi, and R.E. Sheriff, ‘‘Inter-Segment Handover algorithm For An Integrated terrestrial/Satellite-UMTS Environment’’, *9th IEEE International Symposium on Personal Indoor and Mobile Radio Communications*, PIMRC ’98, Boston, MA, 8–11 September 1998 ; pp. 993–998.**
- [17] F. V. Baumann and I. G. Niemegeers, ‘‘An evaluation of location management procedures’’, *IEEE International Conference on Universal Personal Communications*, 1994 ; pp. 359-364.
- [18] Chih-Lin I, G. P. Pollini and R. D. Gitlin, ‘‘Optimum location area sizes and reverse virtual call setup in PCS Networks’’, *IEEE Vehicular Technology Conference*, 1995,**Vol. 1**; pp.140-144.