

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



UNIVERSITE DE BATNA

FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR

Département d'Electronique

*Mémoire*

Présenté en vue de l'obtention du diplôme de Magister en Electronique

OPTION : Micro-onde pour Télécommunication

*Présenté par :*

*Malika OUACIFI*

*Thème*

***Modélisation des vibrations  
au niveau des satellites  
lasers***

*Jury :*

Pr. Malek BENSLAMA	Prof.	U. Constantine	Président
Pr. Djamel BENATIA	Prof.	U. Batna	Rapporteur
Dr. Lamir SAIDI	M.C.	U. Batna	Examineur
Dr. Tarek FORTAKI	M.C.	U. Batna	Examineur

*Année universitaire : 2008/2009*

# *Dédicaces*

*À mon père*

*Pour sa patience et ses considérables sacrifices pour me faire parvenir à ce  
niveau d'étude.*

*À ma mère*

*Pour son grand amour, ses sacrifices et toute l'affection qu'elle m'a toujours  
offerte.*

*À l'ensemble des enseignants*

*Pour le sacrifice de temps qu'ils m'ont toujours offert ainsi que pour leur  
patience.*

*À mes frères et mes sœurs.*

*À tous mes collègues et amis.*

*Je dédie ce mémoire.*

# *Remerciements*

Je voudrais remercier **Pr. Djamel BENATIA** d'avoir accepté de diriger ce mémoire et qui, avec beaucoup de disponibilité, a suivi ce travail. Je le remercie pour ses conseils judicieux et pour ses qualités scientifiques et pédagogiques.

J'adresse ma profonde reconnaissance au **Pr. Malek BENSLAMA**, professeur à l'Université de Constantine, pour l'honneur qu'il m'a fait en présidant le jury.

Je tiens à associer à ces remerciements, **Dr. Tarek FORTAKI**, maître de conférence à l'Université de Batna et **Dr. Lamir SAIDI**, maître de conférences à l'Université de Batna d'avoir accepté de participer dans ce jury et d'examiner ce travail.

Mes pensées iront également à mes parents qu'ils trouvent ici toute ma profonde reconnaissance pour leurs aides et leurs encouragements.

Sans oublier les personnes qui m'ont partagé les années d'études dans le département d'électronique de l'université de Batna que je souhaite bon courage.

# Sommaire

<b>Introduction générale</b> .....	(1)
------------------------------------	-----

## *Chapitre I*

### *Généralité sur les communications par satellites*

I.1 Introduction .....	(4)
I.2 Description d'un système de télécommunication par satellite.....	(5)
I.2.1 Secteur terrien .....	(5)
I.2.2 Secteur spatial .....	(5)
A. Définition du satellite de télécommunication .....	(6)
B. Constitution du satellite .....	(7)
C. service offert par satellite .....	(10)
I.3 Les Orbites suivies par les satellites.....	(10)
I.3.1 Orbites elliptiques .....	(11)
I.3.2 Orbites circulaires .....	(11)
I.3.3 Orbite géostationnaire .....	(13)
I.4 Géométrie entre la terre et le satellite .....	(14)
I.5 Positions des satellites.....	(16)
I.5.1 Les trois lois de Kepler .....	(16)
I.5.2 Position du satellite sur l'orbite.....	(17)
I.5.3 Position du plan orbital dans l'espace .....	(18)
I.5.4 Perturbations orbitales .....	(19)
a) Perturbation du troisième corps .....	(19)
b) Perturbation due au non sphéricité de la terre .....	(20)

c) Perturbations dues aux frottements atmosphériques .....	(20)
d) Perturbations dues aux radiations solaires .....	(20)
e) Perturbations intrinsèques .....	(20)
I.5.5 Maintien et survie sur orbite .....	(21)

## *Chapitre II*

### *Système de télécommunications optiques*

II.1 Introduction.....	(23)
II.2 Réseaux satellitaires de communications .....	(24)
II.3 Lien intersatellite (ISL) .....	(25)
II.4 Les sources de vibrations .....	(27)
II.4.1 sources externes .....	(27)
II.4.1.1 Asymétrie de l'attraction terrestre .....	(27)
II.4.1.2 Attraction de lune et du soleil .....	(29)
II.4.1.3 Pression des radiations solaires .....	(30)
II.4.1.4 Traînée aérodynamique .....	(31)
II.4.2 sources internes .....	(32)
II.5 Le modèle des vibrations .....	(32)
II.6 Structure standard d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers .....	(34)
II.6.1 le bruit dans les photodiodes .....	(36)
II.6.2 Principe de base de la détection directe .....	(37)
II.6.3 Amplification optique .....	(39)
II.6.3.1 Principe physique de fonctionnement du laser.....	(40)
II.7 Structure développée d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers .....	(42)

II.7.1 Schéma de l'émetteur et du récepteur .....	(42)
II.7.2 Schéma du système de poursuite.....	(47)

### ***Chapitre III***

#### ***Optimisation de l'ouverture de Télescope***

III.1 Introduction .....	(48)
III.2 Modèle des équations .....	(49)
III.3 Simulation et interprétations des résultats.....	(55)

### ***Chapitre IV***

#### ***Les effets de la turbulence atmosphérique sur les systèmes de communication optiques***

IV.1 Introduction .....	(65)
IV.2 modèle atmosphérique de turbulence.....	(65)
IV.3 mise en équation de problème .....	(66)
IV.4 résultats numériques et interprétations .....	(70)
<b>Conclusion générale</b> .....	(72)
<b>Références bibliographiques</b> .....	(73)

## **Liste de notations**

La liste ci-dessous regroupe les notations employées dans les différents chapitres du mémoire suivant leurs apparitions.

UIT	Union internationale des télécommunications.
ISL	Intersatellite link (lien intersatellite).
BER	Bit Error Rate (taux d'erreur du bit).
BEP	Bit error probability (probabilité d'erreur du bit).
$R_E$	Rayon terrestre.
$e, a$	Excentricité, demi-axe de l'orbite du satellite.
$\Omega$	Ascension droite du nœud ascendant.
$\omega$	Argument du périhélie.
$v$	Anomalie vraie.
$i$	Inclinaison de l'orbite.
$n_0$	Mouvement moyen du satellite.
$T$	Période de révolution du satellite sur son orbite.
$G$	Constante de gravitation.
$M_E$	Masse de la terre.
$c$	Distance du centre de l'ellipse au centre de la terre.
$J_2$	Terme traduisant l'aplatissement polaire de la terre.
$r$	Distance entre le centre de la terre et le satellite.
$V$	Vitesse du satellite
$m$	Masse du satellite.
$dF$	Force perturbatrice.
$S_a$	Surface apparente en direction du soleil.
$\Gamma$	Accélération due à la pression de radiation.

$F_{AD}$	Force d'origine aérodynamique s'exerçant sur le satellite.
$\rho_A$	Masse volumique de l'atmosphère.
$C_D$	Coefficient de traînée aérodynamique.
$A_e$	Surface équivalente du satellite perpendiculaire à la vitesse.
$f(\theta_v)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle d'élévation.
$\sigma_v$	Ecart type de l'angle d'élévation.
$\theta_v$	Angle d'élévation.
$f(\theta_H)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle azimut.
$\sigma_H$	Ecart type de l'angle azimut.
$\theta_H$	Angle azimut.
$f(\theta)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle de pointage radial.
$\theta$	Erreur dans l'angle de pointage radial.
$\sigma_\theta$	Déviations standard de l'angle de l'erreur de pointage.
SF	Facteur d'inclinaison du système de poursuite.
SNR	Rapport signal sur bruit du système de poursuite.
WDM	Wavelength Division Multiplexing.
$e$	charge de l'électron.
$h$	constante de planck.
$\omega$	Fréquence optique.
$\eta$	Rendement quantique.
$P_R$	Puissance optique reçue.
PPM	Pulse Position Modulation.
OOK	On-Off Keying.
PPBM	Pulse Polarization Binary Modulation.
$\lambda$	Longueur d'onde.



$P_T$	Puissance optique émise.
$Z$	Distance entre deux satellites.
$\eta_T, \eta_R$	Rendement quantique de l'émetteur et de récepteur ,respectivement.
$G_R$	Gain de récepteur.
$D_R$	Ouverture de télescope récepteur.
$G_T$	Gain de télescope émetteur adapté aux amplitudes des vibrations.
$D_T$	Ouverture de télescope émetteur après son optimisation.
$L(\theta)$	Facteur de perte.
$F_G$	Facteur de gain.
$G_{T0}$	Gain de télescope émetteur non adapté aux amplitudes des vibrations.
$D_{T0}$	Ouverture du télescope émetteur avant son optimisation.
$P_1(\theta)$	signal optique reçu dans le cas de l'émission du bit 1.
$\sigma_1$	Ecart type dans le cas de l'émission du bit1.
$P_0(\theta)$	signal optique reçu dans le cas de l'émission du bit 0.
$\sigma_0$	Ecart type dans le cas de l'émission du bit 0.
$R$	Sensibilité de la diode à avalanche.
$M$	Facteur de multiplication avalanche.
$erf$	Fonction d'erreur.
$p$	la pression atmosphérique.
$T$	la température.
$q$	l'humidité spécifique.
$n_0$	l'indice de réfraction moyen.
$\vec{r}$	Un endroit dans l'espace.
$n(\vec{r})$	Le composant stochastique produit par la variation spatiale de la pression, de la température et de l'humidité.

- $L_A$  la perte atmosphérique.
- $I$  La puissance reçu normalisée.
- $R_{PD}$  la responsivité de détecteur.
- $P(y/s)$  la probabilité conditionnelle.
- $P(s)$  la probabilité que un bit on ou off est transmis.
- $P(y)$  la probabilité a priori de  $y$ .

**Introduction**  
**générale**

## **Introduction générale**

Le mot télécommunication a été employé pour la première fois en 1904, par Edward Estaunié qui, avant d'être romancier et académicien, fut ingénieur et inspecteur général des télégraphes. Celui-ci ne pouvait alors imaginer l'ampleur extraordinaire du domaine que ce mot allait par la suite recouvrir, domaine qui au cours du XX<sup>ème</sup> siècle n'a cessé de croître, tant par la diversité et les dimensions de ses applications, maintenant à l'échelle spatiale, que par l'étendue et la profondeur de l'ensemble des connaissances scientifiques et techniques mises en œuvre.

Selon le texte de la convention approuvée par les pays adhérents à l'Union Internationale des Télécommunications (UIT) [1] on entend par télécommunication, toute transmission, émission ou réception de signes, d'écrits, d'images, de son ou de renseignement, de toutes natures, à distance, par fil, radioélectricité, optique ou d'autres systèmes électromagnétiques.

Depuis plus de 50 ans, les communications de tous types n'ont cessé de croître. Toute une pléiade de médias a fait son apparition, au cours des années passées, comme par exemple les radios, le téléphone ou bien encore la télévision. Cependant, c'est le besoin toujours grandissant de communiquer sur de longues distances qui a donné naissance au satellite de télécommunication.

Désormais, ces satellites possèdent de nombreuses fonctionnalités, comme la diffusion de canaux de télévision, mais ils permettent aussi de répondre aux attentes des entreprises ou des particuliers en transmettant différents types de données. De plus, pour les entreprises, les réseaux satellites sont complémentaires des réseaux terrestres. Ces satellites offrent en outre des bandes passantes très larges pour des

transferts rapides d'informations. Même si les satellites ne remplacent pas les réseaux terrestres, ils possèdent une capacité supérieure de transmission qui permettra sans doute de réduire l'engagement des réseaux terrestres.

Communiquer d'une place à une autre est un objectif alléchant. Une manière pour effectuer cet objectif est de réaliser un réseau de satellites qui couvre le globe [2,3]. L'idée des réseaux satellites de communication n'est plus de la science fiction.

Aujourd'hui un nombre de consortium sérieux développe des réseaux de satellites de communications, pour servir les utilisateurs n'importe où dans le monde. Le lien inter satellite (ISL) utilise le laser comme support dans les communications entre satellites [4], d'où le nom des satellites lasers. Le laser est une source de lumière cohérente, très monochromatique et unidirectionnelle, qui produit un faisceau lumineux très étroit et très concentré en énergie [5].

L'utilisation du lien inter satellite optique a quelque avantage par rapport à l'utilisation de la propagation des micro ondes [2] :

- Une bande passante gigantesque.
- Une grande immunité contre les interférences.
- Moins d'encombrement et de poids.
- Faible puissance d'émission.

Le principal inconvénient du lien inter satellite optique est la complexité du système de pointage. Cette complexité vient de la nécessité de pointer d'un satellite à un autre au delà d'une dizaine de milliers de kilomètres de distances, avec un faisceau laser très étroit ayant un angle de divergence très petit de l'ordre de quelques micro radians. Le faisceau laser, peut parfois rater partiellement ou totalement le satellite récepteur à cause des vibrations continues du système de pointage qui est dues aux différentes sources internes et externes affectant le satellite

et ceci en diminuant le signal reçu, il s'ensuit une dégradation de la qualité de communication.

On peut résumer notre travail en quatre chapitres :

- *Le premier chapitre* concerne des généralités sur la transmission par satellites, constitution du satellite, les orbites, Positions des satellites, etc...
- *Le second chapitre* étudie les différentes sources internes et externes qui causent les vibrations du faisceau laser émis et analyse la structure standard du système de communication optique dans les réseaux de satellites lasers ainsi que la structure développée avec ses différents schéma de communications.
- *Le troisième chapitre* comporte des modèles mathématiques qui permettent d'optimiser l'ouverture du télescope émetteur aux variations des amplitudes de vibrations, commentaires et discussions sur nos résultats obtenus.
- *Le quatrième chapitre* comporte des modèles mathématiques qui permettent d'améliorer la probabilité d'erreur bit (BEP) qui prend en compte à la fois les vibrations et les turbulences, commentaires et discussions sur nos résultats obtenus.

Finalement, une conclusion terminera ce mémoire résumant les principales tâches accomplies.

# Chapitre I

# **CHAPITRE I**

## **GENERALITES SUR LES COMMUNICATIONS PAR SATELLITES**

### **I.1 Introduction**

Depuis plus de 50 ans les communications de tous types n'ont cessé de croître, Toute sorte de médias ont fait leur apparition au cours des années passées, comme par exemple la radio, le téléphone ou bien encore la télévision. Cependant, c'est le besoin toujours grandissant de communiquer sur de longues distances qui a donné naissance aux satellites de télécommunications [6].

L'appui stratégique qu'apportent les télécommunications spatiales est d'autant plus efficace que l'information se transmet rapidement et de manière souple. Les satellites sont des équipements placés en orbite autour de la terre, leurs utilisations pour des services de communications permettent d'obtenir des caractéristiques très différentes de celles obtenues par les réseaux terrestres.

Il n'est pas question, à l'heure actuelle, d'aller « retoucher » le matériel embarqué d'un satellite en orbite. Pour cette raison il faut une étude très poussée de la fiabilité des composants qui le constituent afin de garantir le bon fonctionnement de ces infrastructures orbitales.



Dans un premier temps ce chapitre présente une description générale des systèmes de télécommunications par satellite en mettant l'accent sur le satellite lui-même (sa constitution, les services qu'il offre).

## **I.2 Description d'un système de télécommunication par satellite**

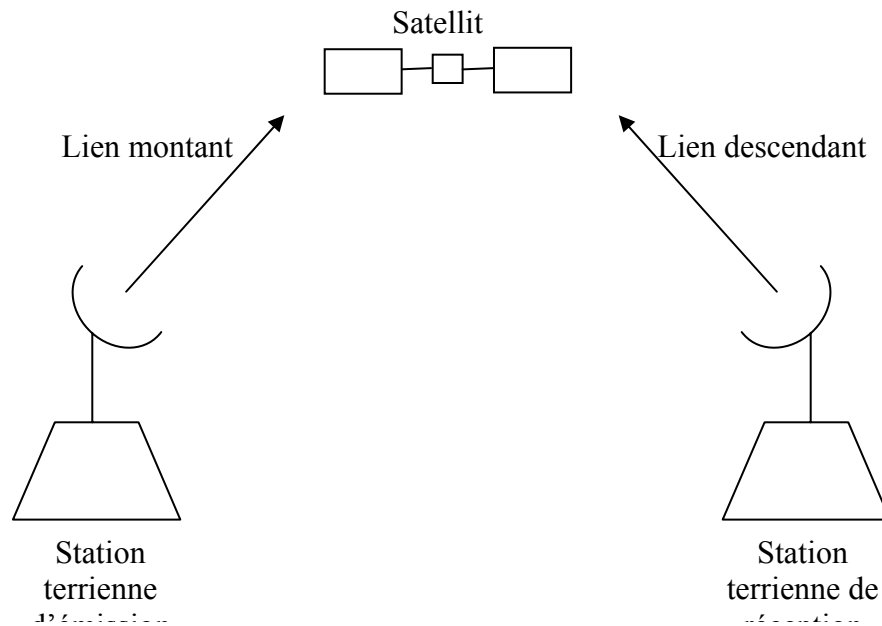
Un système de télécommunication par satellites s'articule autour d'un secteur terrien (les stations terriennes), assurant la connexion aux réseaux terrestres, et d'un secteur spatial (le satellite), réalisant la jonction entre les stations.

### **I.2.1 Secteur terrien**

Pour communiquer avec le satellite, il faut disposer au sol d'équipements plus ou moins complexes dont l'ensemble constitue une station terrienne, le plus souvent raccordées aux terminaux des usagers par un réseau terrestre ou directement dans le cas de petites stations (VSAT : very small aperture terminal) et de stations mobiles. Le dimensionnement de ces stations dépend des performances des satellites, mais surtout de la qualité et de la disponibilité des liaisons qui doivent être assurées. Le coût des stations terriennes peut être déterminant dans un réseau de communication pour lequel la sécurité, la disponibilité et la fiabilité des équipements sont des exigences de premier ordre.

### **I.2.2 Secteur spatial**

Le secteur spatial comporte le satellite et l'ensemble des moyens de contrôle situés au sol, c'est-à-dire l'ensemble des stations de poursuite, de télémétrie et de télécommande (TT &C : tracking, telemetry and command), ainsi que le centre de contrôle du satellite où sont décidées toutes les opérations liées au maintien à poste et vérifiées les fonctions du satellite [6].



**Fig I.1** : système de transmission par satellite

### A. Définition du satellite de télécommunication

Les premiers satellites de télécommunications furent conçus pour fonctionner en mode passif, se contentant de réfléchir les signaux émis par les stations terrestres. Ces signaux étaient diffusés dans toutes les directions, pouvant donc être reçus dans n'importe quelle partie du monde.

Ensuite, les communications par satellites furent assurées par des systèmes actifs, possédant leur propre équipement d'émission et de réception. Des centaines de satellites actifs de télécommunications sont placés en orbite. Ils reçoivent des signaux en provenance d'une station terrestre, les amplifient, puis les retransmettent vers une autre station.

Il existe 5 sortes de satellites:

- **Les satellites astronomiques:** ils observent l'espace: comme ils sont placés au-dessus de l'atmosphère ils voient alors mieux les étoiles et les trous noirs car ils ne sont pas gênés par la couche d'air et la pollution.

- **Les satellites de navigation:** ils servent à repérer la position des navires et les courants marins.
- **Les satellites météorologiques:** ils servent à réaliser des photos de la Terre, les photos permettent de prévoir la météorologie. Ils sont soit géostationnaires, soit en rotation constante autour de la Terre,
- **Les satellites de télécommunication :** les satellites de télécommunications servent aux communications téléphoniques, aux images des télévisions, à la radio.
- **Les satellites militaires:** il y a 2 types de satellites militaires: télécommunication et surveillance (reconnaissance terrestre et maritime)  
Dès qu'un satellite a accompli sa mission, il existe deux façons de s'en débarrasser:
  1. On le laisse tourner autour de la Terre sur une orbite plus haute.
  2. On le laisse retomber sur Terre: les scientifiques calculent pour qu'il retombe dans une zone inhabitée (souvent en plein océan). S'il est petit, arrivé dans l'atmosphère il se désintègre sous l'effet du frottement avec l'atmosphère.

### **B. Constitution du satellite**

Le satellite est constitué d'une charge utile et d'une plate-forme:

**La plate-forme** comporte l'ensemble des sous-systèmes permettant à la charge utile de fonctionner. On trouve :

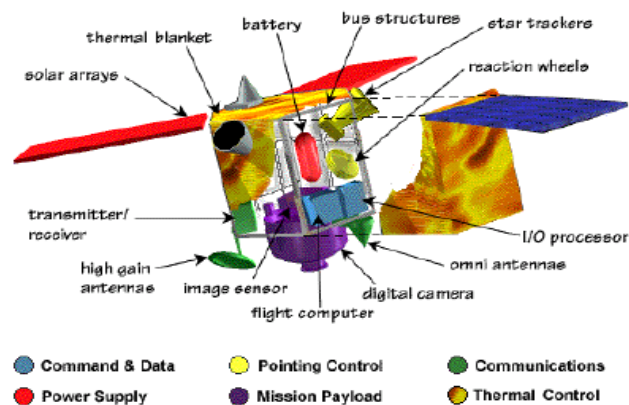
- **L'alimentation électrique:** tous les satellites ont besoin d'énergie pour fonctionner. Le soleil fournit l'énergie nécessaire pour la plupart des satellites en orbite. Ce système d'alimentation en énergie utilise des panneaux solaires pour convertir la lumière en énergie électrique, ainsi que des batteries pour la stocker, et un système de distribution qui transmet l'énergie électrique à chaque instrument.

- **Le système de commande:** ce système contrôle toutes les fonctions du satellite. C'est le cerveau du satellite. Le cœur de ce système s'appelle le Flight Computer. Il y a aussi un processeur d'entrée/sortie qui redirige toutes les données de contrôle qui entrent et sortent du Flight Computer.
- **Le contrôle d'altitude et d'orbite et les équipements de propulsion:** ce système permet au satellite de rester stable et de toujours être orienté dans la bonne direction. Le satellite possède des capteurs qui lui permettent de connaître son orientation. De plus, le satellite a aussi besoin de pouvoir se déplacer pour corriger sa position, c'est pourquoi il possède un mécanisme de propulsion. La performance du système de contrôle d'altitude dépend de l'utilisation du satellite. Un satellite utilisé pour faire des observations scientifiques a besoin d'un système de contrôle d'une plus grande précision que pour un satellite de télécommunications.
- **Les équipements de poursuite, de télémétrie et de télécommande TT&C:** ces équipements se composent d'un système émetteur, d'un système récepteur, ainsi que de diverses antennes permettant de relayer les informations entre la Terre et le satellite. La base de contrôle au sol utilise ces équipements pour transmettre de nouvelles instructions à l'ordinateur du satellite. Ce système permet aussi de transmettre des images ou autres formes de données enregistrées, aux ingénieurs se trouvant sur Terre.
- **Le contrôle thermique:** le système protège tous les équipements du satellite des dommages dus à l'environnement spatial. En orbite, un satellite est exposé à de brutaux changements de températures (de  $-120^{\circ}$  lorsque le satellite est dans l'obscurité, jusqu'à  $180^{\circ}$  lorsque le satellite se trouve exposé au soleil). Le contrôle de la température utilise une unité de distribution de chaleur ainsi qu'un

système de couverture thermique pour protéger les équipements électroniques du satellite de ces brusques changements de température.

- **La charge utile d'un satellite** représente tous les équipements permettant au satellite de réaliser la fonction pour laquelle il est destiné. Pour un satellite de communications, la charge utile peut représenter les antennes réfléchissant le signal TV ou le signal téléphonique. Pour un satellite d'observation, la charge utile est composée de caméras digitales et de capteurs d'image pour prendre des clichés de la surface de la Terre.

Cette charge utile comporte un ensemble de canaux, chaque canal étant équipé d'un amplificateur d'émission opérant dans une sous bande particulière de la bande totale allouée au satellite. Cette disposition permet d'offrir, dans chaque canal, une puissance en rapport avec l'état de développement technologique des amplificateurs micro-ondes embarquables, alors que la mise en œuvre d'un seul amplificateur pour l'ensemble de la bande conduirait à une dissémination de la puissance de cet amplificateur.



**Fig I.2 :** Structure d'un satellite

### c. service offert par satellite

Une demande importante s'est créée en matière de services personnels et mobiles. Récemment, la notion du service *multicast*, c'est-à-dire d'une source vers un groupe déterminé d'utilisateurs, est apparue. Cette définition est à mettre en opposition avec celle *diffusion (broadcast)*, qui inonde toute une région d'utilisateurs sans distinction autre que géographique. Dans tous les cas cette volonté de partage de l'information rend plus attrayants les relais depuis l'espace.

La carte de répartition entre réseaux satellitaires et réseaux terrestres est donc entrain de changer radicalement d'une manière synthétique, les avantages des satellites sont:

- Le recouvrement de grandes zones géographiques,
- La possibilité d'avoir des accès et des distinctions multiples pour une même Communication,
- La possibilité de déploiement rapide des services,
- L'adaptation à des régions sans infrastructure de télécommunications.

Ils servent à

- Communiquer.
- Observer la terre, le climat, la végétation, les océans.
- Espionner pour les satellites militaires
- Retransmettre les ondes: la radio, la télévision, le téléphone, internet.

Les ondes qu'ils envoient se déplacent à 300 000 km/s.

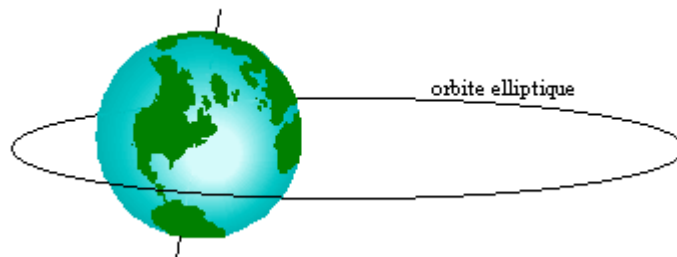
## I.3 Les Orbites suivies par les satellites

La quasi-totalité des satellites, qu'ils soient à usage d'observation ou de télécommunication, ont des orbites, c'est à dire des trajectoires spécifiques à un corps animé d'un mouvement périodique; propres à leur utilisation. On peut ainsi distinguer

trois types d'orbites différentes : des orbites elliptiques, des orbites circulaires et l'orbite géostationnaire, chacune ayant des caractéristiques différentes des autres.

### I.3.1 Orbites elliptiques

Comme son nom l'indique, un satellite placé dans une orbite de ce type décrit une trajectoire en forme d'ellipse autour de la terre. Afin de placer un satellite en orbite elliptique, la vitesse de lancement dans l'espace doit, d'après Newton et ses théories sur la gravitation, être supérieure à 7900 m/s. La principale caractéristique de ce type d'orbite est la grande variation en vitesse que subissent les satellites. En effet, plus un satellite est loin de la terre, plus sa vitesse est faible car elle est inversement proportionnelle à son altitude. Les orbites elliptiques présentent des avantages, comme la couverture des zones éloignées de l'équateur, mais également des inconvénients tels que les aspects qualitatif et financier des équipements mobiles sur Terre. Cependant il existe des orbites où ce type d'inconvénients n'apparaît presque pas: ce sont les orbites circulaires.



**Fig I.3 :** Orbite elliptique

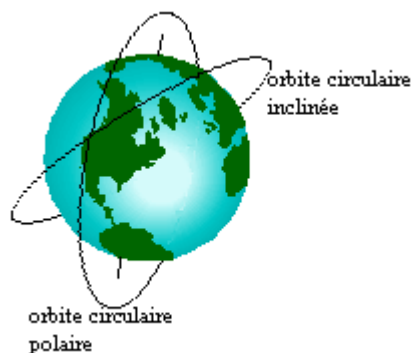
### I.3.2 Orbites circulaires

Il existe une infinité d'orbites circulaires, chacune correspondant à une inclinaison par rapport au plan orbital, mais on peut en distinguer 3 sortes: l'orbite circulaire polaire et les orbites circulaires inclinées.

L'orbite polaire est une orbite circulaire qui passe par-dessus les deux pôles de la Terre.

L'inconvénient principal, pour les satellites inscrits dans ce type de trajectoire, est la lenteur de leur couverture mais cette faible vitesse permet tout de même au satellite de couvrir une grande partie de la surface du globe, voire la totalité de la terre, compte tenu de la rotation de la terre sur elle-même. Les orbites circulaires inclinées décrivent également un cercle autour de la Terre, mais chaque trajectoire est inclinée d'un certain angle par rapport au plan équatorial. De plus il est nécessaire d'imposer au satellite une vitesse de lancement d'environ 7900m/s. Cependant, cette inclinaison présente un inconvénient majeur: étant donné que la plus haute latitude desservie par les satellites, dont les orbites sont inclinées, correspond à la déviation angulaire par rapport au plan de l'Equateur, ces satellites ne peuvent pas couvrir la totalité de la surface du globe, Par contre, cette orbite possède un avantage : selon l'altitude du satellite, il est possible de cibler les zones du globe, c'est à dire que l'on peut desservir les parties intéressantes d'un point de vue économique, militaire, ou autres applications...

Ces deux types de trajectoires ont chacun des caractéristiques différentes, des usages propres suivant les inconvénients et les avantages. Néanmoins ils ne sont que très peu utilisés par rapport à une autre orbite circulaire : l'orbite géostationnaire, qui possède actuellement le plus d'avantages aussi bien économiques que pratiques,



**Fig I.4 : Orbite Circulaire**



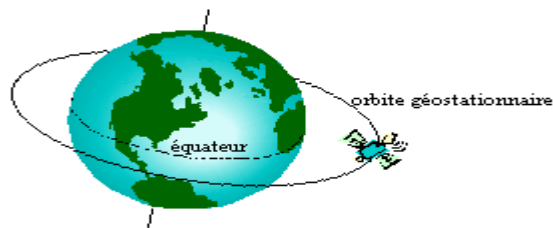
### I.3.3 Orbite géostationnaire

A l'origine, une orbite géostationnaire est une orbite circulaire inclinée d'un angle nul. C'est à dire placée dans le plan équatorial. Mais ses caractéristiques étant assez différentes de celles des orbites circulaires simples, on l'a nommé orbite géostationnaire.

Ce nom vient de la caractéristique la plus importante de cette orbite : pour un observateur terrestre, un satellite placé en orbite géostationnaire a une apparence immobile dans le ciel [7]. Cela vient en grande partie du fait que la période de révolution, c'est à dire le temps que met le satellite pour parcourir le périmètre du cercle représentatif de sa trajectoire, est exactement la même que celle de la Terre, soit exactement 23 heures 56 minutes 4 secondes. Mais le fait qu'il tourne dans le même sens que notre planète en est également une cause.

Cette orbite est la plus utilisée actuellement car la qualité des Signaux est équivalente. Voire supérieure à celle des autres orbites, mais il est beaucoup plus rentable d'utiliser ce type de satellite dans la mesure où l'avantage majeur est la possibilité d'employer sur Terre des antennes fixes. De plus, la position de cette trajectoire permet aux satellites d'avoir une grande couverture qui vaut à peu près un hémisphère. Par contre, son altitude élevée entraîne quelques inconvénients, En effet, plus les zones à couvrir sont éloignées de l'Equateur, plus le signal mettra de temps pour arriver, et plus il y aura d'interférences. Il y a également un autre problème qui se dessine déjà pour cette orbite: le nombre de satellites en orbite géostationnaire devenant de plus en plus grand au fil des années, cette trajectoire commence à être très chargée. Les scientifiques prévoient aussi un danger pour les satellites en état de marche car les satellites dits "poubelles" qui n'ont plus d'énergie pour être opérationnels dérivent sans contrôler leur vitesse et peuvent alors détériorer les autres.

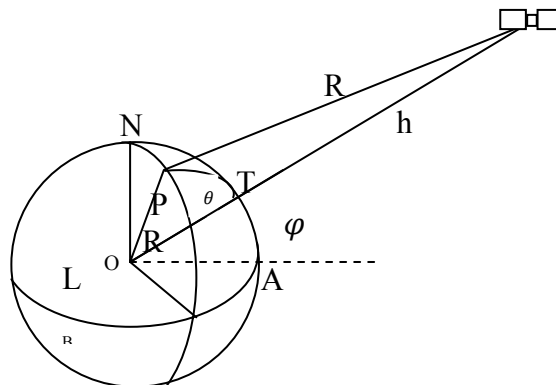
Tous les satellites en activité dans l'espace sont actuellement dans une de ces trois catégories d'orbites : les orbites elliptiques, les orbites circulaires et l'orbite géostationnaire. Chacune de ces trois trajectoires possède des caractéristiques différentes et propres à des applications particulières. Cependant toutes ces utilisations nécessitent obligatoirement des équipements techniques aussi bien sur Terre que sur le satellite afin d'assurer les communications entre la Terre et les satellites.



**Fig I.5 :** Orbite géostationnaire

#### I.4. Géométrie entre la terre et le satellite [8,9]

Chaque satellite est défini par sa latitude et sa longitude par rapport à un point de référence p.



**Fig I.6 :** Géométrie entre la terre et le satellite

$\varphi$ : latitude du satellite

$\lambda$ : longitude du satellite

$l$ : latitude d'un point de longitude de satellite

$\psi$ : longitude de P

$L = \psi - \lambda$  : différence de longitude de satellite et du point P

$h$ : altitude du satellite

$R_T = 6378 \text{ Km}$  : rayon de la terre

$r = R_T + h$  : distance entre le centre de la terre et le satellite

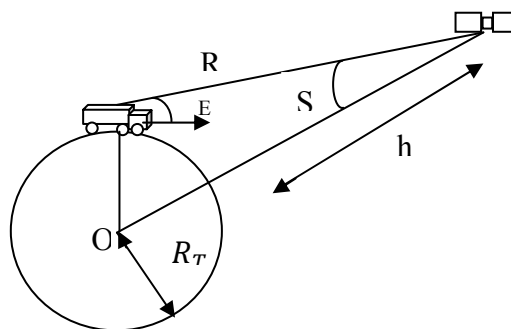
$R = \sqrt{R_T^2 + r^2 - 2R_T r \cos \emptyset}$  : distance entre le satellite et le point P

Avec

$$\cos \emptyset = \cos L \cos \emptyset \cos l + \sin \emptyset \sin l$$

Deux angles pour localiser le satellite à parti d'un point P de la surface de la terre, habituellement, on utilise l'angle du site et l'azimut.

- *L'angle de site El* est l'angle entre l'horizon au point considéré et le satellite, mesuré dans le plan contenant le point considéré, le satellite et le centre de la terre.
- *L'angle azimut A* est l'angle, mesuré dans le plan horizontal au point P, entre la direction du Nord géographique et l'intersection du plan contenant le satellite et le centre de la terre.



**Fig I.7** : angle de nadir et angle de site

Un autre angle utile est l'*angle de nadir S*. c'est l'angle au satellite entre la direction du centre de la terre et la direction du point de référence P.

## I.5 Positions des satellites

L'utilisateur des systèmes de navigation par satellites a besoin d'une information précise sur la position des satellites à chaque instant afin de déterminer son mouvement. La position d'un satellite est définie par un jeu de paramètres définis à partir des lois de Kepler [10].

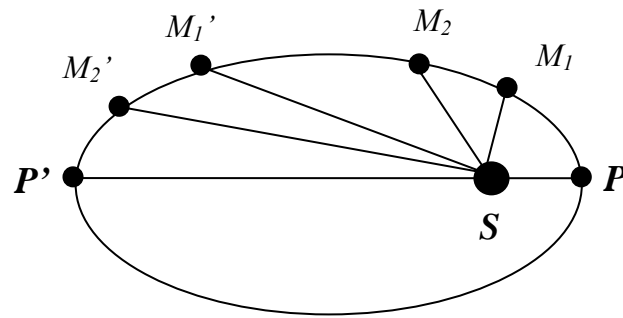
### I.5.1 Les trois lois de Kepler [10,11]

Un satellite est un corps artificiel dans l'espace, mais il suit les mêmes lois de rotation comme les planètes dans leur rotation du soleil. Trois lois importantes pour le mouvement planétaire obtenues d'une manière empirique par J.Kepler (1571-1630). Ces lois décrivent la manière dont les planètes évoluent autour du soleil. Elles caractérisent les paramètres suivants :

- L'orbite des planètes, c'est-à-dire la trajectoire qu'elles suivent au cours du temps.
- La vitesse instantanée de parcours de chaque orbite par la planète associée.
- La période orbitale d'une planète, qui est le temps total qu'elle met à décrire son orbite.

Ces lois peuvent se résumer comme suit :

1. L'orbite de chaque planète est ellipse dont le soleil est un des foyers. Cette première loi appelée aussi *loi des orbites* (1602).
2. L'aire balayée par un rayon Soleil-Planète au cours d'une unité de temps est constante. C'est la deuxième loi ou *loi des aires* (1605).



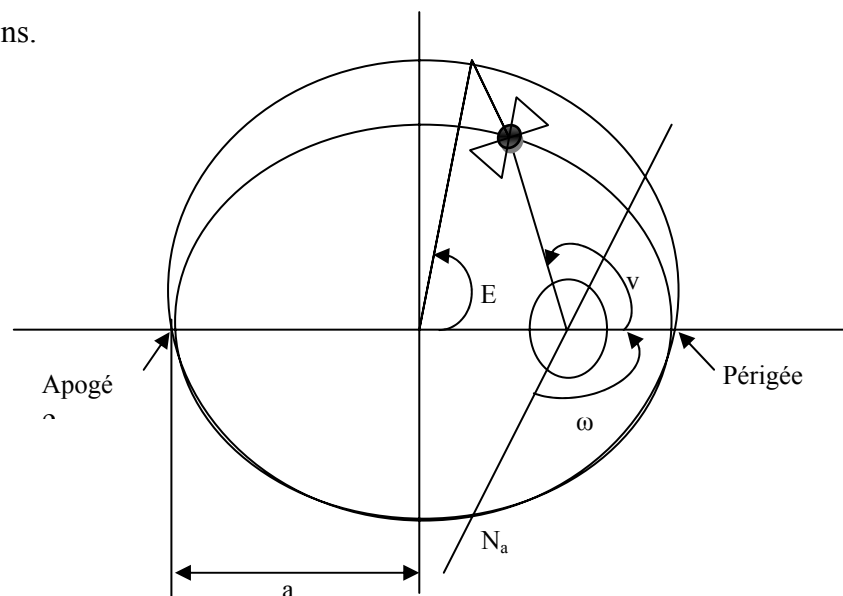
**Fig. I.8 : Loi des aires**

3. Le carré de la période orbitale d'une planète est proportionnel au cube de l'axe principal de son orbite. C'est la troisième loi ou *loi des périodes* (1618).

Ces lois s'appliquent aussi en fait à tout système où un corps céleste de masse importante (le soleil), appelé *élément primaire*, régit le mouvement de corps de masse négligeable par rapport au premier (les planètes), appelés *éléments secondaires*. En particulier, elles servent aussi à décrire le mouvement des satellites (éléments secondaires) autour de la terre (élément primaire dans ce cas).

### I.5.2 Position du satellite sur l'orbite

Une orbite est la trajectoire idéale que suit un satellite en l'absence de perturbations.



**Fig I.7 : Position du satellite sur l'orbite**

La position du satellite est déterminée par l'angle  $v$  appelée l'anomalie vraie, entre la direction du périégée et la direction du satellite. On peut aussi utiliser l'anomalie moyenne  $M$  qui serait l'anomalie vraie d'un satellite avec une orbite circulaire de même période. Cette anomalie moyenne est reliée à l'anomalie d'excentricité  $E$  par l'équation de Kepler :

$$M = E - e \sin E \quad (\text{rad}) \quad \text{I.1}$$

L'excentricité de l'orbite  $e$  et le demi grand axe  $a$  caractérisent la forme de l'orbite. Si on définit  $r_a$  comme étant la distance entre le centre de la terre et l'apogée, et  $r_p$  comme étant la distance entre le centre de la terre et le périégée, l'excentricité de l'orbite s'écrit de la manière suivante :

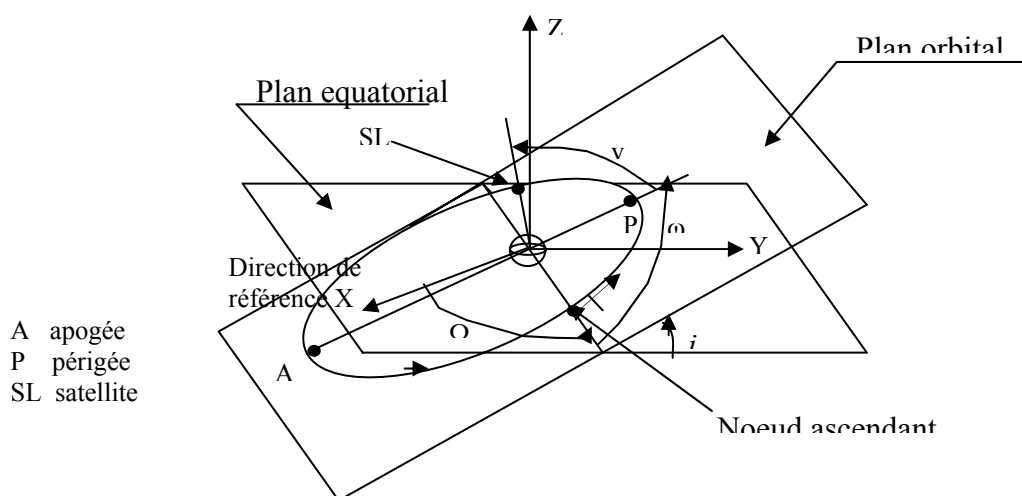
$$e = \frac{(r_a - r_p)}{(r_a + r_p)} \quad \text{I.2}$$

Enfin, l'orientation de l'orbite dans le plan est définie par l'argument du périégée  $\omega$ . C'est l'angle entre la direction du nœud ascendant  $N_A$  et la direction du périégée.

### I.5.3 Position du plan orbital dans l'espace

La position du plan orbital dans l'espace est caractérisée par deux paramètres :

L'inclinaison du l'ascension droite du nœud ascendant droit  $\Omega$ .



**Fig I.8 :** Détermination de la position d'un satellite dans l'espace

L'inclinaison du plan de l'orbite est l'angle, au nœud ascendant, entre la perpendiculaire à la ligne des nœuds orientés vers l'Est dans le plan équatorial et la perpendiculaire orientée dans la direction de la vitesse du satellite à la ligne des nœuds dans le plan orbital.

L'ascension droite du nœud ascendant est l'angle entre une direction de référence et l'intersection de l'orbite avec le plan équatorial.

On peut définir complètement la trajectoire d'un satellite dans l'espace en en connaissant les cinq paramètres suivants :

$a$  : le demi grand axe

$e$  : l'excentricité de l'orbite Lorsque  $e = 0$ , l'orbite est qualifiée de circulaire, et dans le cas contraire, d'elliptique [11].

$i$  : l'inclinaison.

$\Omega$ : l'ascension droite du nœud ascendant.

$\omega$ : l'argument du périhélie.

Le mouvement d'un satellite ; quant à lui, peut être défini par l'une des anomalies ( $V$ ,  $E$ ,  $M$ ) citées précédemment.

#### **1.5.4 Perturbations orbitales [12,13]**

Un certain nombre de contributions physiques influencent la trajectoire d'un corps en orbite terrestre. On les nomme des perturbations et s'il n'est pas toujours possible de les prendre en compte analytiquement dans le calcul de l'orbite, il est nécessaire d'en tenir compte par exemple pour effectuer des corrections périodiques de la trajectoire.

Il existe différentes méthodes numériques [14] permettant d'évaluer ces perturbations

##### **a) Perturbation du troisième corps**

La présence du soleil et de lune provoque des variations de tous les éléments orbitaux, mais les effets séculaires (linéaires à long terme) se portent principalement sur

l'ascension droite  $\Omega$  et l'argument du périégée  $\omega$ .

Pour des satellites d'orbites assez circulaires et d'attitude plus élevée qu'une géostationnaire, c'est cette perturbation qui prédomine.

### **b) Perturbation due au non sphéricité de la terre**

Pour des satellites dont l'orbite est d'altitude inférieure ou égale à une géostationnaire, c'est l'effet de l'aplatissement de la terre aux pôles qui domine en provoquant des variations sur l'ascension droite et l'argument du périégée.

### **c) Perturbations dues aux frottements atmosphériques**

Il s'agit de la principale force d'origine non gravitationnelle qui affecte les satellites en orbite basse (LEO). Ces frottements leur font perdre de l'énergie cinétique et donc de l'altitude. Par conséquent ils peuvent finir par une rentrée dans l'atmosphère si la trajectoire n'est pas compensée.

### **d) Perturbations dues aux radiations solaires**

À des altitudes supérieures à 800 Km une autre perturbation prend le pas sur les frottements atmosphériques : la pression due aux radiations solaires qui provoque une accélération, appliquée dans la direction du soleil, égale à :

$$a = -4.5 \cdot 10^{-8} \frac{A}{m} \quad \text{I.3}$$

Où A est la surface exposée au soleil et m la masse du satellite.

### **e) Perturbations intrinsèques**

Il existe toute une série de perturbations qui dépendent directement de la construction du satellite. Parmi elles on peut relever :

- Les incertitudes sur le centre de gravité,
- Les incertitudes sur la propulsion,
- Les modes vibratoires de la structure.



Ces perturbations intrinsèques concernent principalement l'attitude (la position angulaire du satellite et sa variation par rapport au temps) du satellite mais peuvent aussi indirectement influencer la trajectoire orbitale.

### **I.5.5 Maintien et survie sur orbite [11,15]**

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

A haute altitude, le champ magnétique terrestre est fortement déformé par la pression du vent solaire.

A basse altitude et (LEO), il est approximativement celui d'un dipôle incliné d'environ 11.5 degrés par rapport à l'axe de rotation du globe terrestre.

Un des effets du champ magnétique terrestre les plus importants, du point de vue de l'ingénierie est du aux *ceintures de Van Allen*, du nom du physicien Américain qui les découvrit en 1958. Il s'agit de deux zones toriques, où la concentration d'électrons et de protons est très importante car ils ont été piégés par le champ magnétique [16].

La première ceinture est comprise entre 600 et 90000 Km d'altitude pour une latitude comprise entre +40° et -40°.

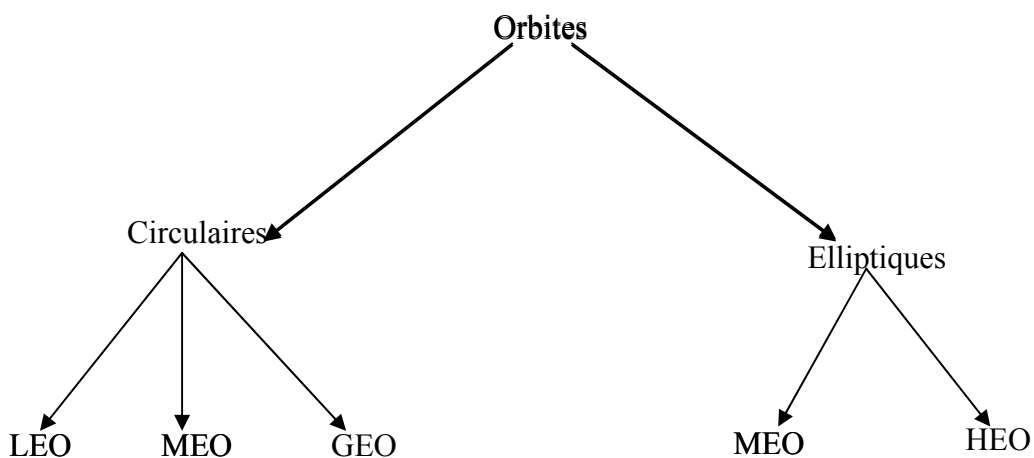
La seconde se situe à une altitude valant environ quatre fois le rayon terrestre et recouvre largement la première.

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

- La zone LEO (Low Earth Orbit), entre la fin de l'atmosphère et la première ceinture de Van Allen, de 400Km à 1500 Km d'altitude ;
- La zone MEO (Medium Earth Orbit), entre les deux ceintures de Van Allen, de 5000 Km à 13 000Km d'altitude ;

- La zone HEO (High Earth Orbit), dont l'apogée est au-delà des ceintures de Van Allen, mais qui, dans le cadre des orbites elliptiques, embrasse une ou plusieurs zones précédentes ;
- La zone GEO (Geostationary Earth Orbit), qui pourrait se voir comme un cas particulier de HEO, pour les satellites géostationnaires, à une altitude de 35 786 Km.

Il n'est pas intéressant de placer un satellite à orbite elliptique dans la zone LEO, étant donné le peu de marge que l'on a (le demi-axe principal et le demi-petit axe sont alors tous deux compris entre 7 000 Km et 8 000 Km). Il reste la possibilité de les placer en orbite, ou de leur faire franchir les ceintures de Van Allen, ce qui réduit la durée de vie des composants électroniques. En résumé, La classification de la figure I.6 peut être considérée.



**Fig I.9** Classification des différents types d'orbites exploitables

# Chapitre II

## **CHAPITRE II**

# **SYSTEME DE TELECOMMUNICATIONS OPTIQUES**

### **II.1 Introduction**

Les communications optiques dans un réseau de satellites permettent un fort débit de transmission entre plusieurs plates-formes disséminées sur le globe ou hors celui-ci. A cause de l'étroite divergence du faisceau et de la grande distance entre les satellites, le pointage d'un satellite à un autre est rendu encore plus compliqué par les vibrations du système de pointage dues à de multiples sources d'influences [17].

Différentes méthodes permettent de surmonter le problème de ces perturbations et d'améliorer par conséquent la qualité de la communication.

Ce chapitre se veut une introduction aux différentes sources qui affectent les communications et aux différents schémas de modulation qui assurent un rendement optimal.

## II.2 Réseaux satellites de communications

L'usage des satellites de communications optiques par moyen laser a connu un développement prodigieux aux USA, au Japon et au sein de l'ESA (Agence Spatiale Européenne). Actuellement, plusieurs consortiums développent les réseaux satellites de communication optiques [11,18]. Le montant des investissements dans le monde est de l'ordre d'une dizaine de milliards de dollars. L'enthousiasme pour ce lourd investissement est dicté par l'espoir de l'accroissement des besoins de service de communications personnelles illimités par la couverture de système cellulaire. Il y a deux tendances dans le développement des réseaux :

- Utilisation du lien inter satellite.
- Utilisation de station terrestre.

L'utilisation du lien inter satellite élimine surtout la dépendance des stations terriennes et cela pour plusieurs raisons :

- Faible investissement dans les infrastructures terrestres.
- Prévention contre les risques politiques.
- Diminution du retard.

L'inconvénient du lien inter satellite est la complexité du système. Une comparaison entre différentes constellations est reportée dans le tableau II.1 [19].

ystème	Altitude (Km)	Nombre de satellite	ISL	Possibilité de Handover	Coût Milliard \$	service
<b>IRIDIUM</b>	780	66	oui	oui	3.4	voix, données, fax, paging, service de messagerie, localisation de position
<b>TELEDESIC</b>	695-705	840	oui	oui	9	voix, données, fax, paging, vidéo
<b>GLOBALSTAR</b>	1389	48	non	oui	1.7	voix, données, fax, paging, service simplifié de messagerie, localisation de position

**Tableau II.1** : Comparaison entre différentes constellations

### II.3 Lien intersatellite(ISL)

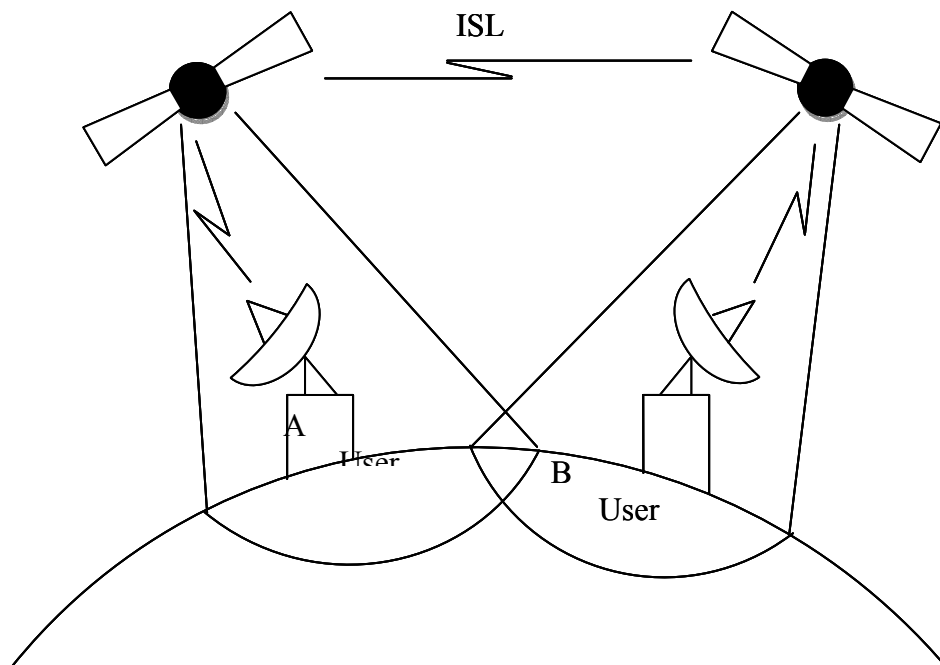
Le lien intersatellite est une connexion directe entre deux satellites dans l'espace [20]. Il est utilisé pour assurer la liaison entre les stations terrestres de la zone de couverture d'un satellite et celles de la zone de couverture d'un autre satellite, lorsqu'aucun des deux satellites ne réussit à couvrir toute la zone [1]. La figure (II.1) montre un schéma simplifié de ce concept.

Le premier lien intersatellite a été réalisé en janvier 1975 entre les deux satellites Oscar 6 et Oscar 7 [21]. Il y a généralement deux types de lien intersatellite : l'intra plan et l'inter plan. Le premier est utilisé pour connecter deux satellites sur la même orbite. Le second pour connecter des satellites sur des orbites adjacentes. Les deux techniques de base pour l'implémentation des ISLs sont : les micros ondes et les lasers (lien optique).

La comparaison entre les technologies lasers et les micro ondes implique plusieurs considérations [22, 23, 24,25]. On présente dans le tableau (II.2) une comparaison entre ces deux techniques.

Caractéristiques	Lien optiques	Lien a micro onde
Taille	petite	grande
Masse	petite	grande
Puissance consommée	faible	grande
Coût	énorme	Presque nul
Bande passante	large	étroite
Immunité contre les interférences	grande	faible

**Tableau II.2 :** Comparaison entre lien optique et micro onde



**Fig II.1 :** Lien intersatellite (ISL)

L'avantage du lien optique est qu'il inclut une large bande passante, requiert une faible puissance et assure une très bonne immunité contre les interférences. Seulement à cause du petit rayon de divergence du faisceau, la poursuite spatiale et donc la télécommande nécessitent plus de rigueur par rapport au lien à micro ondes traditionnel. Le lien optique opérant à une longueur d'onde de 850nm et utilisant un télescope émetteur de 10 cm de diamètre aura  $10\mu$  radians d'effet angulaire sur l'ouverture du télescope émetteur en comparaison avec le lien à micro ondes qui a un effet de plusieurs milli radians. Lorsqu'on opère sur pareille étroitesse du faisceau. Une grande erreur de pointage peut substantiellement réduire une grande partie de la puissance du signal reçu au récepteur et aura pour résultat une large probabilité d'erreur [22].

## **II.4 Les sources de vibrations**

A cause des vibrations, le faisceau laser du satellite émetteur vibre, et donc les performances du système de communication se dégradent. Ce paragraphe est divisé en deux parties : la première décrit les sources externes et la deuxième les sources internes.

### **II.4.1 sources externes**

Ces sources sont nombreuses et distinctes, on peut citer à titre d'exemple :

#### **II.4.1.1 Asymétrie de l'attraction terrestre [26]**

La terre n'est pas un corps sphérique et homogène. Le potentiel terrestre en un point de l'espace ne dépend pas seulement de la distance au centre de masse. Il dépend aussi de la latitude et de la longitude du point considéré, et du temps en raison des irrégularités de la rotation de la terre et de la répartition des masses. L'asymétrie de l'attraction terrestre produite des effets sur l'ensemble des paramètres orbitaux. Les effets prédominant sont :



- Une régression nodale :

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2} n_0 A J_2 \cos(i) \quad \text{II.1}$$

- Une rotation absidale

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{3}{4} n_0 A J_2 [5\cos(i)^2 - 1] \quad \text{II.2}$$

Où :

$$A = \frac{R_E^2}{a^2(1-e^2)^2} \quad \text{II.3}$$

$R_E$  : le rayon terrestre (=6378 Km).

$e, a$  : l'excentricité, demi axe de l'orbite du satellite.

$i$  : l'inclinaison de l'orbite.

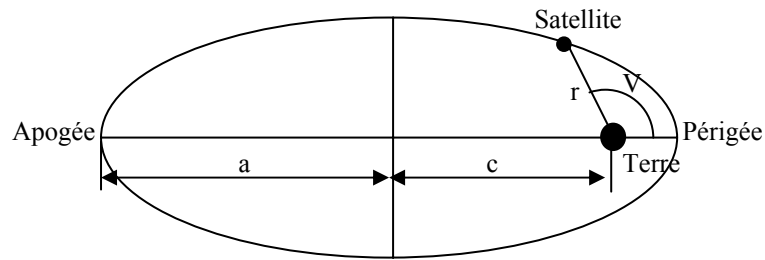
$n_0$  : le mouvement moyen du satellite =  $2\pi/T = \sqrt{(\mu/a)^3}$ .

$T$  : la période de révolution du satellite sur son orbite.

$c$  : la distance du centre de l'ellipse au centre de la terre.

$J_2$  : un terme traduisant l'aplatissement polaire de la terre.

$\mu = GM_E = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3 \cdot \text{S}^{-2}$ .



**Fig II.2 :** Détermination de la forme de l'ellipse et de la position du satellite sur l'orbite

La position du satellite sur l'orbite est définie par l'anomalie vraie  $v$ . C'est l'angle qui a pour sommet le centre de la terre et qui fixe la direction du satellite par rapport à la direction du périgée. La distance  $r$  (m) entre le centre de la terre et le satellite est donnée par :

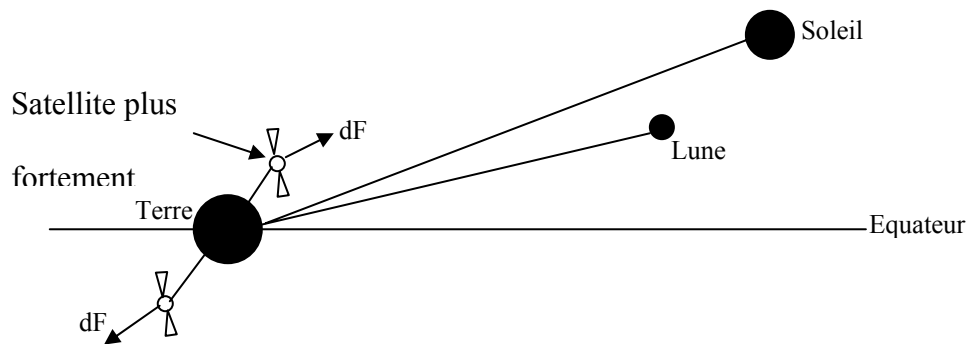
$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos(V)} \quad \text{II.4}$$

La vitesse  $V$  (m/s) du satellite est donnée par :

$$V = \mu^{0.5} \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)^{0.5} \quad \text{II.5}$$

#### II.4.1.2 Attraction de lune et du soleil [26]

La lune et le soleil créent chacun une force attractive, d'autant plus importante que le satellite est proche de la lune ou du soleil. Ces forces varient tout au long de l'orbite et tout se passe, pour le système terre-satellite, comme s'il existait une force perturbatrice  $dF$  agissant sur la moitié de l'orbite dans une direction, et sur l'autre moitié dans la direction opposée comme indique dans la figure (II.3).



**Fig II.3 :** Effet de l'attraction de la lune et du soleil

L'effet sur l'orbite du satellite dépend des paramètres orbitaux, il est faible pour les satellites en orbite basse. Pour les satellites géostationnaires, il se traduit par une dérive de l'inclinaison de l'orbite de l'ordre de  $0.85^\circ$  par an.

#### II.4.1.3 Pression des radiations solaires [26]

Un élément de surface du satellite orienté du côté du soleil est soumis à une pression fonction de la réflectivité de la surface. Un satellite de masse  $m$ , de surface apparente  $S_a$  en direction du soleil, de réflectivité égale à 0.5 (valeur typique), subit une accélération  $\Gamma$  ( $\text{m/s}^2$ ) due à la pression de radiation égale à :

$$\Gamma = 6.77 \cdot 10^{-6} S_a / m \quad \text{II.6}$$

Les panneaux solaires constituent pratiquement la surface apparente du satellite. Pour des satellites en orbite basse, le rapport  $S_a/m$  est de l'ordre de  $2 \cdot 10^{-2} \text{ m}^2/\text{kg}$  ; l'accélération due à la radiation solaire est de l'ordre de  $10^{-7} \text{ m/s}^2$ , et son effet est limité. Pour des satellites de télécommunication géostationnaires de fortes puissances électriques sur lesquels seront montés des panneaux solaires de grande taille (surface de  $100 \text{ m}^2$  pour une masse de  $1000 \text{ kg}$  par exemple), le rapport  $S_a/m$  est de l'ordre de  $10^{-1} \text{ m}^2/\text{kg}$  ; l'effet essentiel dans ce cas est de modifier l'excentricité de l'orbite, qui évolue cycliquement avec une période de un an.

#### II.4.1.4 Traînée aérodynamique [26]

Cette traînée s'exerce sur les satellites en orbite basse. La force d'origine aérodynamique s'exerce sur le satellite en sens inverse de sa vitesse et est de la forme :

$$F_{AD} = -0.5 \rho_A A_e C_D V^2 \quad \text{II.7}$$

Où  $\rho_A$  est la masse volumique de l'atmosphère,  $C_D$  le coefficient de traînée aérodynamique,  $A_e$  la surface équivalente du satellite perpendiculaire à la vitesse,  $V$  la vitesse du satellite par rapport à l'atmosphère.

L'effet principal du frottement atmosphérique est une décroissance du demi-grand axe de l'orbite due à une diminution de l'énergie de l'orbite. Une orbite circulaire demeure circulaire, mais son altitude diminue tandis que la vitesse du satellite s'accroît. Pour une orbite elliptique, le freinage se situe principalement au périhélie. L'altitude de l'apogée diminue, l'altitude du périhélie restant pratiquement constante : l'excentricité diminue et l'orbite tend à devenir circulaire.

Aussi, les satellites peuvent subir des dommages suite à une collision avec des météorites. Dans ce cas, cette collision peut causer des vibrations et des impacts mécaniques sur la structure du satellite. Quand le satellite tourne autour de la terre, les niveaux de radiation qui l'affectent changent selon sa position des corps célestes comme la terre, la lune ou le soleil. Ces changements du niveau de radiation provoquent un gradient de température sur la structure du satellite ce qui peut occasionner sa déformation [2].

### II.4.2 sources internes

Quelques sources internes causent des vibrations dans les communications lasers.

Quelques mesures de ces vibrations ont été réalisées à bord du satellite OLYMPUS par l'agence spatiale européenne [27, 28,29]. Parmi ces sources on peut citer :

- Les vibrations et les impacts dus aux bruits internes.
- Les vibrations des antennes du système de pointage.
- Le bruit du système de poursuite.
- Les opérations des sous-ensembles constituant le satellite.

## II.5 Le modèle des vibrations

A cause des vibrations, le faisceau laser du satellite émetteur vibre, cela dégrade les performances du système de communication. Le modèle statistique des vibrations provient des sources de vibrations. Deux modèles simples sont utilisés. : Le modèle de Rayleigh et le modèle de Gauss.

Le modèle de Rayleigh est utilisé souvent lorsque le bruit de poursuite est le bruit dominant [2].

L'erreur dans l'angle d'élévation suit une loi de distribution normale avec une densité de probabilité donnée par l'équation [30]:

$$f(\theta_v) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \sigma_v} \exp\left(-\frac{\theta_v^2}{2\sigma_v^2}\right) \quad \text{II.8}$$

Où

$\sigma_v$ : l'écart type de l'angle d'élévation.

$\theta_v$  : L'angle d'élévation.

L'erreur dans l'angle azimut suit une loi de distribution normale avec une densité de probabilité donnée par l'équation [30] :

$$f(\theta_H) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \sigma_H} \exp\left(-\frac{\theta_H^2}{2\sigma_H^2}\right) \quad \text{II.9}$$

Où

$\sigma_H$ : l'écart type de l'angle azimut.

$\theta_H$  : L'angle azimut.

L'erreur dans l'angle de pointage est donnée par l'équation :

$$\theta = \sqrt{\theta_v^2 + \theta_H^2} \quad \text{II.10}$$

Par symétrie nous avons :

$$\sigma_v = \sigma_H = \sigma_\theta \quad \text{II.11}$$

Où  $\sigma_\theta$  est la déviation standard de l'angle de l'erreur de pointage (amplitude des vibrations). pour utiliser ce modèle, on suppose que le SNR du système de poursuite est grand et que l'azimut et l'élévation du processus de poursuite sont indépendants et identiquement distribués. Par conséquent, l'erreur dans l'angle de pointage radial suit le modèle de Rayleigh dont la densité de probabilité est donnée par l'équation :

$$f(\theta) = \frac{\theta}{\sigma_\theta^2} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2}\right) \quad \text{II.12}$$

Le modèle Gauss est utilisé souvent lorsqu'on analyse le système avec des impacts mécaniques. La plupart des impacts mécaniques sont répercutés sur les sous-systèmes internes du satellite. La densité de probabilité normale est donnée par [2] :

$$f(\theta) = (2 \pi \sigma_{\theta}^2)^{0.5} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_{\theta}^2}\right) \quad \text{II.13}$$

Dans le système de pointage, les amplitudes des vibrations qui représentent à la fois les déviations du signal de pointage sont données par [25] :

$$\sigma_{\theta}^2 = \frac{1}{SF^2 \cdot SNR} \quad \text{II.14}$$

Où :

SF : le facteur d'inclinaison du système de poursuite.

SNR : le rapport signal sur bruit du système de poursuite.

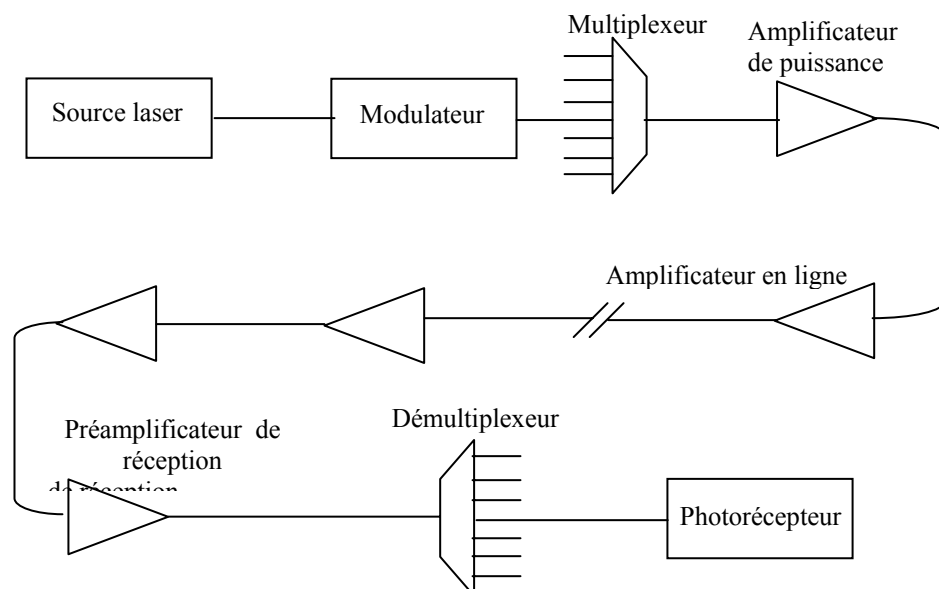
## **II.6 Structure standard d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers**

La figure (II.4) représente la structure standard d'un système de transmission numérique dans les réseaux des satellites lasers.

Un système de transmission numérique dans les réseaux des satellites lasers comporte les dispositifs et composants suivants :

- Une source (diode laser) et un modulateur permettant d'imprimer l'information à transmettre sur la porteuse optique. La modulation utilisée est une modulation de l'intensité. Dans le cas d'un système WDM (Wavelength Division Multiplexing) où chaque fibre transporte un multiplex de N canaux, on compte autant de sources que de canaux.

- Dans le cas d'un système WDM, un multiplexeur qui permet de juxtaposer les différents canaux dans la bande.
- En général, un amplificateur de puissance permettant d'injecter dans la fibre une puissance suffisante.
- Des amplificateurs en lignes insérées le long de la fibre pour en compenser l'atténuation. La distance entre amplificateurs, appelée 'pas d'amplification' est une caractéristique essentielle de la liaison.
- En général un préamplificateur (optique) de réception.
- Dans le cas d'un système WDM, un démultiplexeur qui permet de séparer les différents canaux.
- Pour chaque canal, un photorécepteur qui convertit le signal optique en un signal électrique qui, après échantillonnage, permet de restituer l'information transmise.



**Fig II.4 :** Structure générale d'un système de transmission optique dans les réseaux des Satellites lasers



### II.6.1 le bruit dans les photodiodes [31]

Le détecteur optique joue, en général, un rôle crucial dans un système de transmission optique, car il doit satisfaire très étroitement aux performances qu'exige la compatibilité. La compréhension de l'origine, es caractéristique et des effets des différents bruits est essentielle à l'évaluation et à la spécification des caractéristiques de fonctionnement de tout système optique de télécommunications.

La figure (II.5) indique les différents bruits qui apparaissent au cours de la détection et de l'amplification du signal.

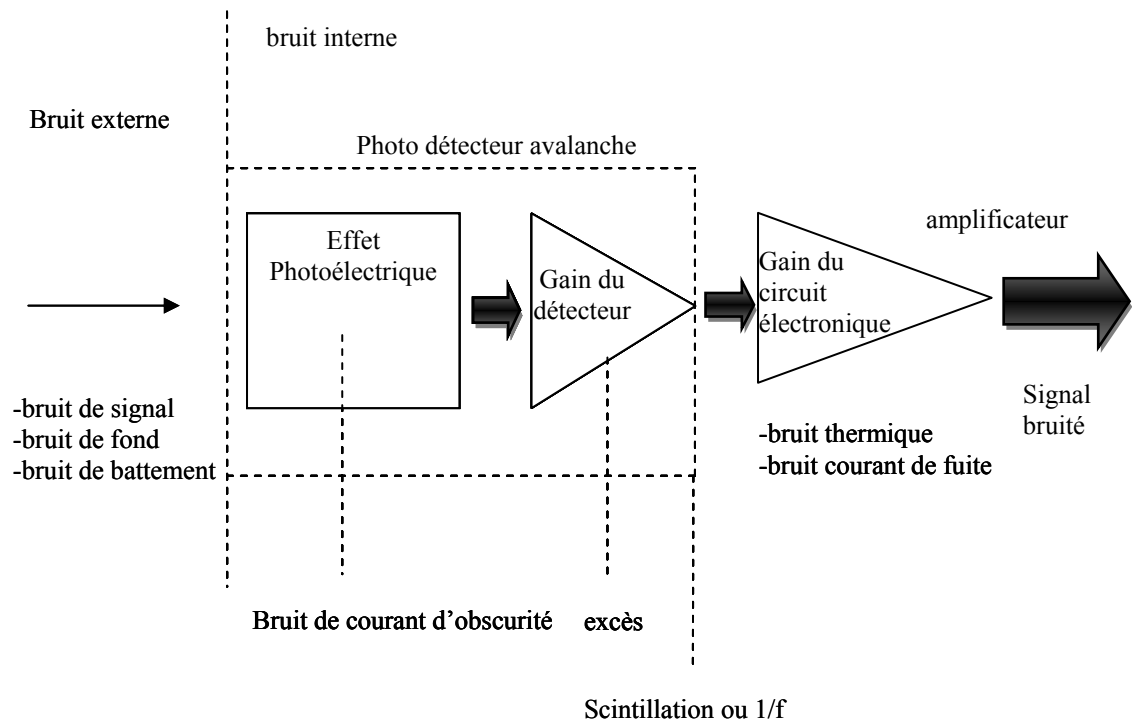
Le bruit fond, important en propagation ouverte, est négligeable en propagation guidée si le guidage commence à proximité immédiate de la source et si le guide est imperméable aux rayonnements extérieurs.

Le bruit de battement est produit dans le détecteur par les différentes composantes spectrales de la raie porteuse. Le bruit quantique, le bruit de courant d'obscurité et le bruit de courant de fuite de surface, sont tous les trois des bruits de grenaille, et sont caractérisés par une statistique de poisson.

Le bruit quantique, qui provient des fluctuations intrinsèque de la photo-production des paires électriques porteuses, est fondamental. Dans la photodiode sans gain avalanche, le bruit thermique, qui apparait dans la résistance de charge du détecteur et dans les éléments actifs de l'amplificateur électronique est dominant.

Le gain avalanche, dans une photodiode, qui est dû à un processus aléatoire, introduit un supplément de bruit, dit bruit en excès ou d'excès, dans le récepteur. Ce bruit augmente le bruit de grenaille au-dessus du niveau primaire, que ce bruit avait en amont de la multiplication avalanche. Malgré cela, les photodiodes avalanche apport une amélioration sensible des réceptions optiques à détection directe.

De nouveaux développements sont récemment apparus ; la technique classique initialement utilisée (les photodiodes) tend à céder le pas devant une technique spintronique [32].



**Fig II.5** : Diagramme des différents bruits qui apparaissent au cours de la détection-amplification optique

### II.6.2 Principe de base de la détection directe

Les fluctuations de puissance optique qui portent l'information sont converties en fluctuations de courant électrique dans le photo détecteur, qui peut être une diode PIN ou une diode à avalanche. Les photons incidents illuminant la jonction de photo détecteur créent des photoélectrons. Dans le cas de la photodiode PIN, la valeur du photo courant  $I$  est donné par [4] :

$$I = \frac{e \cdot n}{h \cdot \nu} P_R \quad \text{II.15}$$

avec :

e : La charge de l'électron ;

h : La constante de Planck ;

$\nu$  : La fréquence optique ;

$\eta$  : Le rendement quantique ;

$P_R$  : La puissance reçue ;

Le rendement quantique inférieur à l'unité traduit que, dans un photorécepteur, tous les photons incidents ne donnent pas naissance à des électrons :  $\eta=0.8$  signifie par exemple, qu'en moyenne 80% des photons incidents donnent naissance à des électrons dont le flux constituera le photo courant.

La relation (II.15) montre que le processus de détection est quadratique, puisque le courant est proportionnel à la puissance optique, c'est-à-dire au carré du module du champ électromagnétique. Les fluctuations du photo courant autour de sa valeur moyenne constituent le bruit de grenaille qui résulte de la nature corpusculaire du photo courant. c'est un bruit blanc dont la densité spectrale de puissance est donnée par la formule de schottky :

$$\sigma_{sg}^2 = \frac{e^2 \cdot n}{h \cdot \nu} P_R = e \cdot I \quad \text{II.16}$$

La puissance de bruit recueillie dans une bande de fréquence de largeur B est égale par conséquent à  $2eIB$ . On notera que le bruit de grenaille est un bruit lié au

signal, qui n'existe qu'en présence de ce dernier. Le photo détecteur est suivie d'un amplificateur électronique qui ajoute un courant de bruit thermique, caractérisé par sa densité spectrale de bruit thermique (exprimé en  $A^2/Hz$ ) au signal reçu. A la sortie de l'amplificateur, après filtrage, un circuit de décision compare le signal d'échantillonnage par rapport à un seuil pour déterminer la donnée transmise. Le bruit de grenaille et le bruit thermique contribuent ensemble à créer des erreurs, mais les photorécepteurs usuels sont essentiellement limités par le second, qui domine très largement le premier.

### **II.6.3 Amplification optique**

L'amplification est une fonction essentielle en transmission et d'importants efforts de recherche ont été consacrés au cours des trente dernières années à la mise au point d'amplificateurs optiques [4]. L'amplificateur à semi-conducteur, qui a fait l'objet de nombreux travaux depuis le début des années 1970, n'a pas connu beaucoup de développement en tant qu'amplificateur inséré dans un système de transmission, si l'on excepte quelques démonstrations dans la fenêtre des  $1.3\mu m$ , où il n'existe pas d'amplificateur à fibre dopée industriellement disponibles. En revanche, ses caractéristiques lui offrent un large domaine d'utilisation dans tout ce qui touche au traitement optique du signal (multiplexage et démultiplexage,...), la réalisation de ces fonctions mettant en œuvre des effets non linéaires.

L'amplificateur à fibre dopée, apparu à la fin des années 1980, est très rapidement passé au stade industriel : il constitue aujourd'hui un dispositif clé de tous les futurs réseaux de télécommunications optiques. Outre sa fiabilité, ses qualités reposent sur deux caractéristiques essentielles, d'une part sa linéarité (au sens où sa constante de temps ne le rend sensible qu'à la puissance moyenne des signaux qui le

traversent, ce qui évite toute distorsion de ses derniers), d'autre part son bruit faible est voisin des limites théoriques.

D'abord, l'amplificateur optique permet de dépasser la limite imposée par l'atténuation de la fibre puisque la puissance envoyée en ligne peut être considérablement augmentée et que le signal peut être réamplifié au cours de sa propagation, au prix il est vrai de l'addition de bruit : cette utilisation a conduit à la notion de système amplifié, indissociable de la technique de multiplexage en longueur d'onde. L'amplificateur en ligne se substitue aux répéteurs-régénérateurs intermédiaires.

En suite, utilisé comme préamplificateur, il améliore considérablement la sensibilité des photorécepteurs, en dépassant la limite imposée par le bruit thermique. C'est cette propriété qui a enlevé la plus grande partie de leur intérêt aux recherches sur la réception. En contrepartie, comme il a déjà été indiqué, les niveaux de puissance injectés dans les fibres donnent naissance à des effets non linéaires qui constituent une source de dégradation supplémentaire, mais peuvent aussi être utilisés de manière bénéfique [4].

### **II.6.3.1 Principe physique de fonctionnement du laser**

Le laser est un système de génération de source non-classique : il ne fonctionne pas, comme tous les systèmes d'électronique active (tubes à vide, transistors) au moyen d'interactions entre les champs électriques appliqués et des charges mobiles (les électrons). Il s'agit d'une émission stimulée [33], pour laquelle un photon génère un autre photon de même direction, polarisation, fréquence et phase. Les ondes s'ajoutent de manière constructive et aboutissent à une amplification de la lumière dans le laser.

Pour réaliser cette émission stimulée, il est nécessaire de créer une inversion de population, pour laquelle la population de l'état d'énergie plus élevée est plus importante que celle de l'état d'énergie plus faible dans le milieu amplificateur.

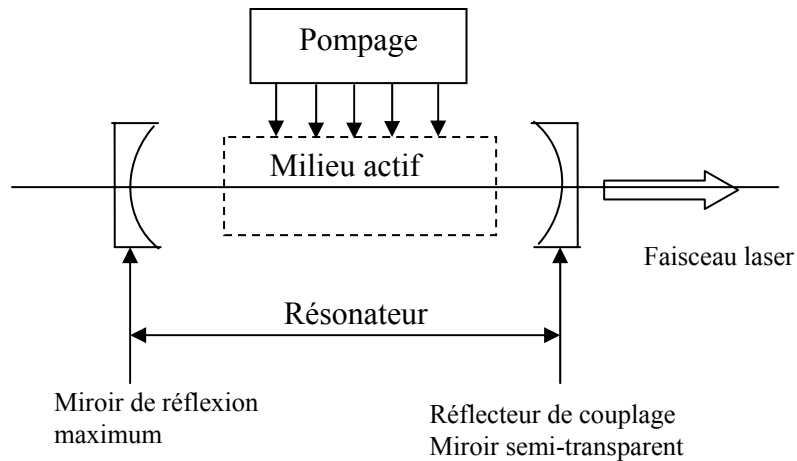
Bien avant l'apparition du laser, la possibilité d'obtenir une émission stimulée, avait été démontrée par Einstein (en 1917). On peut aussi noter les travaux d'Alfred Kasler (1950) sur le pompage optique, sans lequel aucun laser à solide ne fonctionnerait, ainsi que ceux de Fabry et Pérot, sur les interféromètres à ondes multiples, qui sont le cœur de toutes les cavités laser.

Pratiquement en même temps (dès 1952), Townes, Gordon et Zeiger aux Etats Unis ainsi que Basov et Prokhorov en URSS ont imaginé des expériences d'amplification stimulée sur la molécule d'ammoniac ( $\text{NH}_3$ ).

En 1957, A.L. Schawlow et C.H. Townes (tous deux des Bell Labs) publiaient le premier schéma de laser, puis annonçaient la possibilité de créer des rayonnements dans l'infrarouge, le visible et même au-delà.

Les premiers lasers ont été : un laser solide impulsionnel à rubis (T. Maiman 1960) puis un laser à gaz continu, le laser hélium-néon (A. Javan 1961).

- Il est nécessaire de disposer d'un milieu actif : c'est un ensemble d'atomes, de molécules ou d'ions, émettant un rayonnement dans la partie optique.
- Il est indispensable de créer une inversion de population : cette inversion, en général non satisfaite dans notre environnement naturel, est engendrée par un processus d'excitation appelé pompage.
- Il est impératif de disposer d'une réaction optique.



**Fig II.6 :** Schéma de principe d'un laser

## II.7 Structure développée d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers

### I.7.1 Schéma de l'émetteur et du récepteur [17]

Dans cette partie on définit les éléments de base de l'émetteur et du récepteur dans les réseaux de communication optique dans les satellites pour trois systèmes de modulation. Les figures (II.7.a) et (II.7.b) décrivent un schéma simple pour un émetteur et un récepteur PPM (Pulse Position Modulation) et OOK (On-Off Keying).

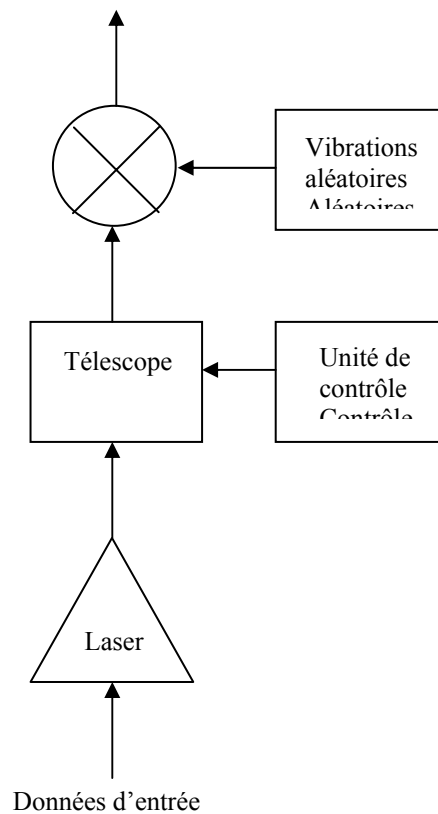
Le modèle de l'émetteur figure (II.7.a) comporte : un émetteur laser, un télescope à éléments en phase (telescope phased array), une unité de contrôle et un générateur de vibrations aléatoires. Le modèle du récepteur figure (II.7.b) comporte : un télescope, un filtre passe bande optique, un amplificateur optique un deuxième filtre passe bande optique, une photodiode, un filtre électrique et un circuit de décision.

Le message arrive à l'entrée de l'émetteur, ce dernier convertit le signal électrique en un signal optique en utilisant le laser. Le télescope émetteur concentre les radiations lasers dans la direction du satellite récepteur. L'unité de contrôle adapte le gain du télescope émetteur aux amplitudes des vibrations aléatoire, ce qui fait diminuer les effets de ces dernières et améliore la qualité de la communication. Le télescope récepteur focalise les radiations envoyées par l'émetteur vers un filtre optique, ce dernier empêche une grande quantité du bruit de grenouille de pénétrer dans l'étage suivant du récepteur. Après le filtrage, le signal optique sera amplifié par un amplificateur optique se trouvant à la sortie du filtre optique, cet amplificateur ajoute au signal amplifié un bruit d'amplification qui sera éliminé par un filtre optique se trouvant à la sortie de l'amplificateur optique. Ensuite, le signal optique sera converti par une photodiode en un signal électrique, et subira une autre opération de filtrage par un filtre électronique. Le circuit de décision décide selon l'amplitude du signal électrique obtenu du type du bit reçu 0 ou 1.

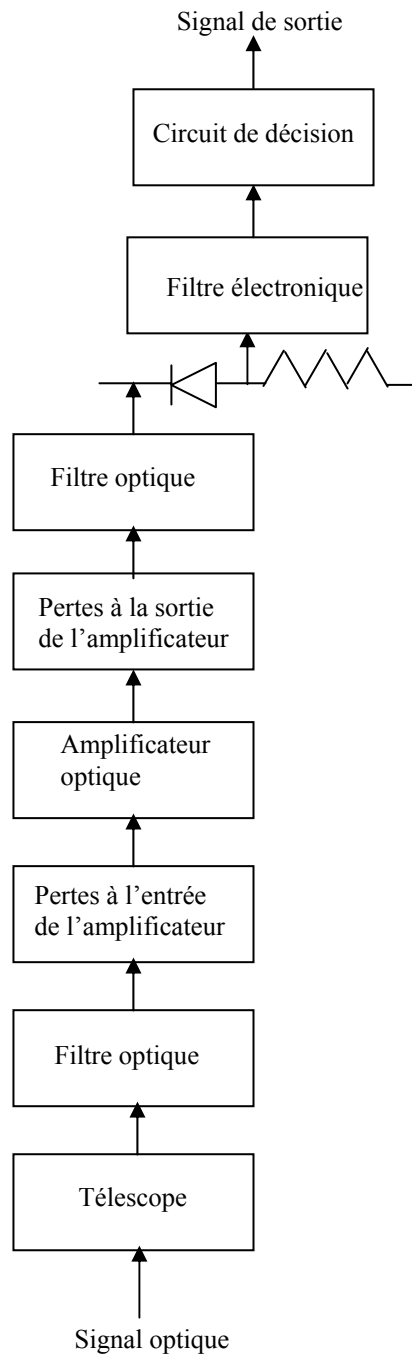
Les figures (II.7.c) et (II.7.d) décrivent un schéma simple pour un émetteur et un récepteur PPBM (Pulse Polarization Binary Modulation). L'émetteur, figure (II.7.c) inclus un laser, un modulateur de polarisation, un télescope et une unité d'atténuation aléatoire. Le modulateur de polarisation module les radiations lasers à une des deux polarisations possible en fonction des données d'entrées. Le modèle du récepteur, figure (II.7.d) inclus un télescope, un diviseur de rayons de polarisation et deux canaux de détections. Chaque canal de détection est identique au canal de détection OOK ou PPM.



Le diviseur de rayons de polarisation oriente la radiation reçue sur un des deux canaux de détection en fonction de sa polarisation. A la sortie de l'amplificateur optique un autre polariseur est ajouté pour bloquer les bruits. Le circuit de décision démodule les données en fonction du rapport entre les signaux du canal. Tous les autres éléments sont identiques aux éléments du système OOK ou PPM.



**Fig II.7.a** : Schéma de l'émetteur OOK ou PPM

**Fig II.7.b** : Schéma du récepteur OOK ou PPM

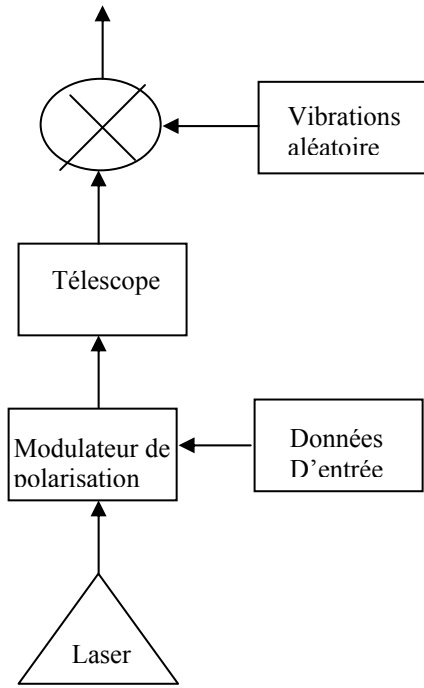


Fig II.7.c : Schéma de l'émetteur PPBM

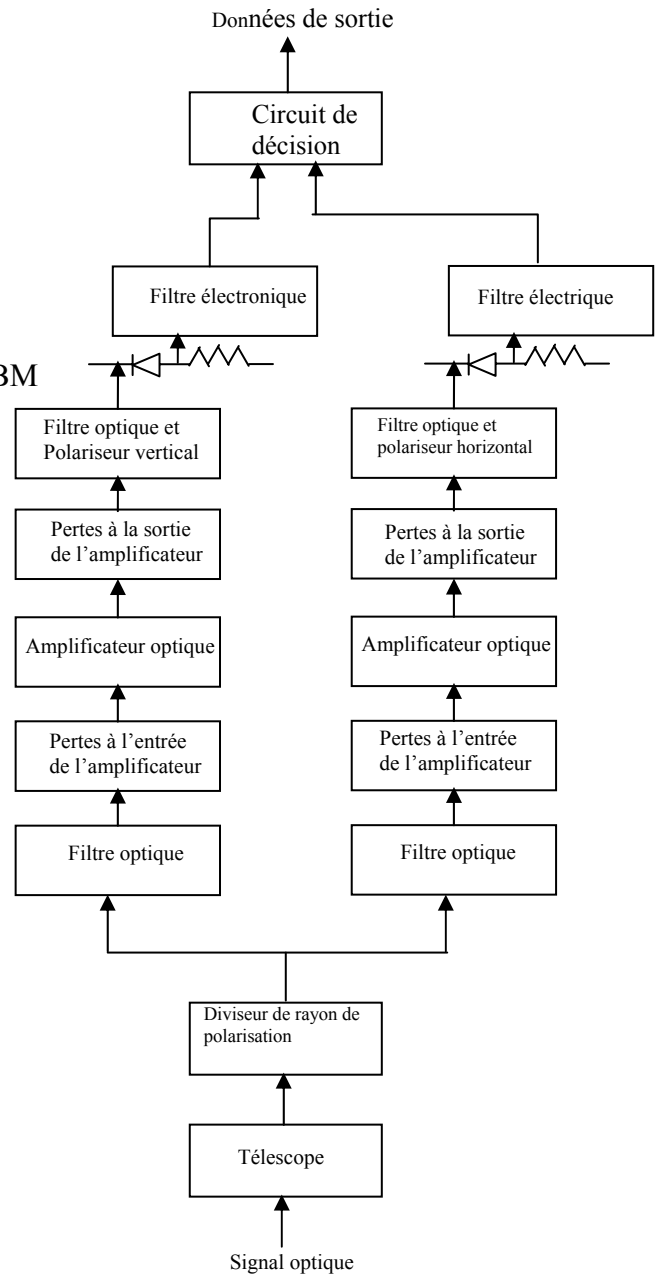
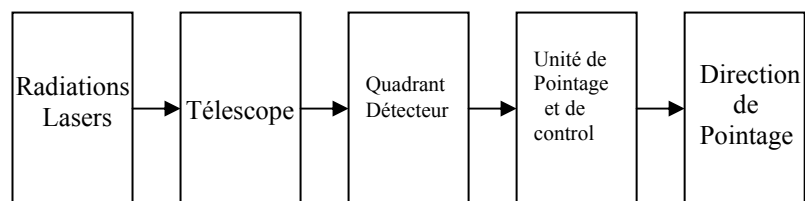


Fig II.7.d : Schéma du récepteur PPBM

### I.7.2 Schéma du système de poursuite

Pour établir une communication optique entre deux satellites, la ligne de visée doit être alignée durant tout le temps de la communication. Pour réaliser cette condition, le satellite utilise les données éphémérides (la position du satellite en fonction de l'équation de l'orbite) pour un pointage exact, et un système de poursuite pour un pointage fin [2]. La méthode de base pour la poursuite entre satellite inclut l'utilisation d'un signal lumineux sur le premier satellite et un quadrant détecteur ainsi qu'un système de poursuite sur l'autre satellite. L'angle d'élévation fine, et l'angle azimutal du système de pointage évaluent la direction de pointage à partir du signal de sortie du quadrant détecteur. Dans la figure (II.8), on peut voir les composantes d'un système de poursuite. Les radiations laser du satellite émetteur sont reçues par le télescope du satellite récepteur. Ce dernier les concentre dans le quadrant détecteur. L'unité de contrôle et de pointage calcul la direction de pointage du satellite en fonction du signal du quadrant détecteur.



**Fig II.8 :** Schéma d'un système de poursuite

# Chapitre III

## **CHAPITRE III**

### **OPTIMISATION DE L'OUVERTURE DE TELESCOPE**

#### **III.1 Introduction**

Il est important dans les réseaux des satellites lasers d'obtenir un taux de bit d'erreur BER (Bit Error Rate) minimal en dissipant le minimum de puissance possible. Ce but peut être atteint en utilisant un faisceau laser très étroit ayant un angle de divergence très faible. L'inconvénient d'un tel faisceau est que d'une part l'obtention d'un faisceau laser aussi étroit demande un télescope émetteur très grand et chère et d'autre part ce faisceau peut rater partiellement ou totalement le satellite récepteur à cause des vibrations subite continuellement par le système de pointage, ce qui diminue le signal reçu et limite la bande passante du réseau et par conséquent dégrade la qualité de la communication.

Dans ce chapitre nous allons développer des modèles mathématiques qui permettent d'adapter l'ouverture du télescope émetteur, son gain ainsi que la bande passante du système avec les variations des amplitudes des vibrations.

### III.2 Modèle des équations

La puissance optique reçue par le satellite récepteur  $P_R$  est donnée par l'équation [30] :

$$P_R = K \cdot L \quad \text{III.1}$$

Le facteur  $K$  est défini par l'équation suivante [30] :

$$K = P_T \cdot \eta_T \cdot \eta_R \cdot \left( \frac{\lambda}{4 \cdot \pi \cdot Z} \right)^2 \cdot G_T \cdot G_R \quad \text{III.2}$$

Où :

$\lambda$  : La longueur d'onde.

$P_T$  : La puissance optique émise.

$Z$  : La distance entre deux satellites.

$\eta_T, \eta_R$  : Le rendement quantique de l'émetteur, et du récepteur respectivement.

$G_R$  : Le gain du récepteur défini par :

$$G_R = \left( \frac{\pi \cdot D_R}{\lambda} \right)^2 \quad \text{III.3}$$

$D_R$  : L'ouverture du télescope récepteur.

$G_T$  : Le gain du télescope émetteur donné par :

$$G_T = \left( \frac{\pi \cdot D_T}{\lambda} \right)^2 \quad \text{III.4}$$

$D_T$  : L'ouverture du télescope émetteur après son optimisation.

$L$  : Le facteur de pertes, il définit l'atténuation du signal reçu à cause des vibrations, et il est donné par [22] :

$$L = \exp(-G_T \cdot \theta^2) \quad \text{III.5}$$

Où

$\theta$  : L'erreur dans l'angle de pointage.

Le facteur du gain  $F_G$  est donné par la relation :

$$F_G = \frac{G_T}{G_{T0}} \quad \text{III.6}$$

Tel que :

$G_{T0}$  : Le gain du télescope émetteur non adapté aux amplitudes de vibrations défini par :

$$G_{T0} = \left( \frac{\pi \cdot D_{T0}}{\lambda} \right)^2 \quad \text{III.7}$$

$D_{T0}$  : L'ouverture du télescope émetteur avant son optimisation.

Nous supposons que le récepteur comprend un photo détecteur en mode de détection directe, avec un schéma de modulation OOK. Dans ce cas le BER est [30] :

$$BER \approx \frac{1}{2} \int_0^\infty \left( 1 - \operatorname{erf} \left( \frac{R(P_1(\theta) - P_0(\theta))}{\sqrt{2} (\sigma_1(\theta) - \sigma_0(\theta))} \right) \right) f(\theta) d\theta \quad \text{III.8}$$

Où

$P_1(\theta)$  : le signal optique reçu dans le cas de l'émission du bit 1.

$\sigma_1(\theta)$  : l'écart type dans le cas de l'émission du bit 1.

$P_0(\theta)$  : le signal optique reçu dans le cas de l'émission du bit 0.

$\sigma_0(\theta)$  : l'écart type dans le cas de l'émission du bit 0.

$R$  : le coefficient de conversion du photo détecteur, donné par :



$$R = M \frac{q n}{h \nu} \quad \text{III.9}$$

Où

$M$  : le facteur de multiplication avalanche.

$q$  : la charge de l'électron.

$n$  : le rendement quantique de la diode.

$h$  : la constante de Planck.

$\nu$  : la fréquence optique.

La fonction d'erreur est donnée par :

$$\text{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x \exp(-y^2) dy \quad \text{III.10}$$

En remplaçant (III.10) dans (III.8), on aura :

$$\text{BER} \approx \frac{1}{2} \int_0^\infty \left( 1 - \left( \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x \exp(-y^2) dy \right) \right) \cdot f(\theta) d\theta \quad \text{III.11}$$

tel que :

$$x = \frac{R(P_1(\theta) - P_0(\theta))}{\sqrt{2}(\sigma_1(\theta) - \sigma_0(\theta))} \quad \text{III.12}$$

En remplaçant (III.12) dans (III.11) :

$$\text{BER} \approx \frac{1}{2} \int_0^\infty \left( 1 - \left( \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x \exp(-y^2) dy \right) \right) \cdot \frac{\theta}{\sigma_\theta^2} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2}\right) d\theta \quad \text{III.13}$$

Pour simplifier l'équation (III.13), nous supposons que :

$$P_0(\theta) = 0 \quad \text{III.14}$$

$$P_1(\theta) = P_R \quad \text{III.15}$$

$$\sigma_1(\theta) / \sigma_0(\theta) = H \quad \text{III.16}$$

L'équation (III.12) devient :

$$x = \frac{R.P_R}{\sqrt{2}.\sigma_0(\theta).(1+H)} = \frac{R.P_T.\eta_T.\eta_R.\left(\frac{\lambda}{4.\pi.Z}\right)^2.G_T.G_R.\exp(-G_T.\theta^2)}{\sqrt{2}.\sigma_0(\theta).(1+H)} \quad \text{III.17}$$

A partir de (III.6), on aura :

$$x = \frac{R.P_T.\eta_T.\eta_R.\left(\frac{\lambda}{4.\pi.Z}\right)^2.G_{T0}.G_R.F_G.\exp(-G_{T0}.F_G.\theta^2)}{\sqrt{2}.\sigma_0(\theta).(1+H)} = Q.F_G.\exp(-G_{T0}.F_G.\theta^2) \quad \text{III.18}$$

Avec Q le facteur de qualité donné par:

$$Q = \frac{R.P_T.\eta_T.\eta_R.\left(\frac{\lambda}{4.\pi.Z}\right)^2.G_{T0}.G_R}{\sqrt{2}.\sigma_0(\theta).(1+H)} \quad \text{III.19}$$

En remplaçant (III.18) dans (III.13), on aura :

$$BER \approx 0.5 - \frac{1}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[ \int_0^{(Q.F_G.\exp(-G_{T0}.F_G.\theta^2))} \exp(-y^2) dy \right] \frac{\theta}{\sigma_\theta^2} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2}\right) d\theta \quad \text{III.20}$$

En faisant le changement de variable suivant [22] :

$$u.\sqrt{2}.\sigma_\theta = \theta \quad \text{III.21}$$

On aura :

$$BER \approx 0.5 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[ \int_0^{(Q.F_G.\exp(-2.G_{T0}.F_G.u^2))} \exp(-y^2) dy \right] u.\exp(-u^2) du \quad \text{III.22}$$

Définissons deux nouvelles variables [30] :

$$k = Q.F_G \quad \text{III.23}$$

$$s = \frac{2 \cdot \sigma_{\theta}^2 \cdot G_{T0}}{Q} \quad \text{III.24}$$

L'équation (III.22) devient :

$$BER \approx 0.5 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{\infty} \left[ \int_0^{(k \cdot \exp(-s \cdot k \cdot u^2))} \exp(-y^2) dy \right] u \cdot \exp(-u^2) du \quad \text{III.25}$$

En dérivant l'équation (III.25) par rapport à k, on obtient :

$$\frac{\partial BER}{\partial k} = 0 \approx \frac{\partial}{\partial k} \left[ 0.5 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{\infty} \left[ \int_0^{(k \cdot \exp(-s \cdot k \cdot u^2))} \exp(-y^2) dy \right] u \cdot \exp(-u^2) du \right] \quad \text{III.26}$$

En simplifiant l'équation (III.26), on obtient :

$$\frac{\partial BER}{\partial k} = 0 \approx \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{\infty} \left[ \frac{\partial}{\partial k} \int_0^{(k \cdot \exp(-s \cdot k \cdot u^2))} \exp(-y^2) dy \right] u \cdot \exp(-u^2) du \quad \text{III.27}$$

En utilisant les règles de Leibnitz pour la dérivation des intégrales, l'équation (III.27) devient [30] :

$$\frac{\partial BER}{\partial k} = 0 \approx \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^{\infty} \left[ u \cdot (1 - k \cdot s \cdot u^2) \exp(k^2 \exp(-2 \cdot k \cdot s \cdot u^2) - u^2(1 + k \cdot s)) \right] du \quad \text{III.28}$$

Cette dérivation définit la valeur de k pour laquelle on aura un BER minimal. En résolvant numériquement l'équation (III.28) on aura [30] :

$$k_{\text{optimal}} = \frac{1.56}{\sqrt[3]{s}} \quad 0.01 \leq s \leq 0.1 \quad \text{III.29}$$

Où  $k_{\text{optimal}}$  est la valeur de k pour laquelle on obtient un BER minimal pour des valeurs données de s.

A partir des équations (III.23), (III.24), et (III.29) nous trouverons :

$$F_G = 1.24 \sqrt[3]{\frac{1}{Q^2 \cdot \sigma_\theta^2 \cdot G_{T0}}} \quad \text{III.30}$$

En utilisant (II.14) nous trouverons l'expression du facteur du gain en fonction du SNR tel que :

$$F_G = 1.24 \sqrt[3]{\frac{SF^2 \cdot SNR}{Q^2 \cdot G_{T0}}} \quad \text{III.31}$$

A partir des équations (III.4), (III.6), (III.7) et (III.30) nous trouverons l'expression de l'ouverture optimal du télescope émetteur en fonction des amplitudes des vibrations  $\sigma_\theta^2$  tel que :

$$D_T = 1.11 \left( \frac{1}{Q^2 \cdot G_{T0} \cdot \sigma_\theta^2} \right)^{\frac{1}{6}} \cdot D_{T0} \quad \text{III.32}$$

En utilisant (II.14) nous trouverons l'expression de l'ouverture optimale du télescope émetteur en fonction du rapport signal sur bruit:

$$D_T = 1.11 \left( \left( \frac{SF}{Q} \right)^2 \left( \frac{SNR}{G_{T0}} \right) \right)^{\frac{1}{6}} \cdot D_{T0} \quad \text{III.33}$$

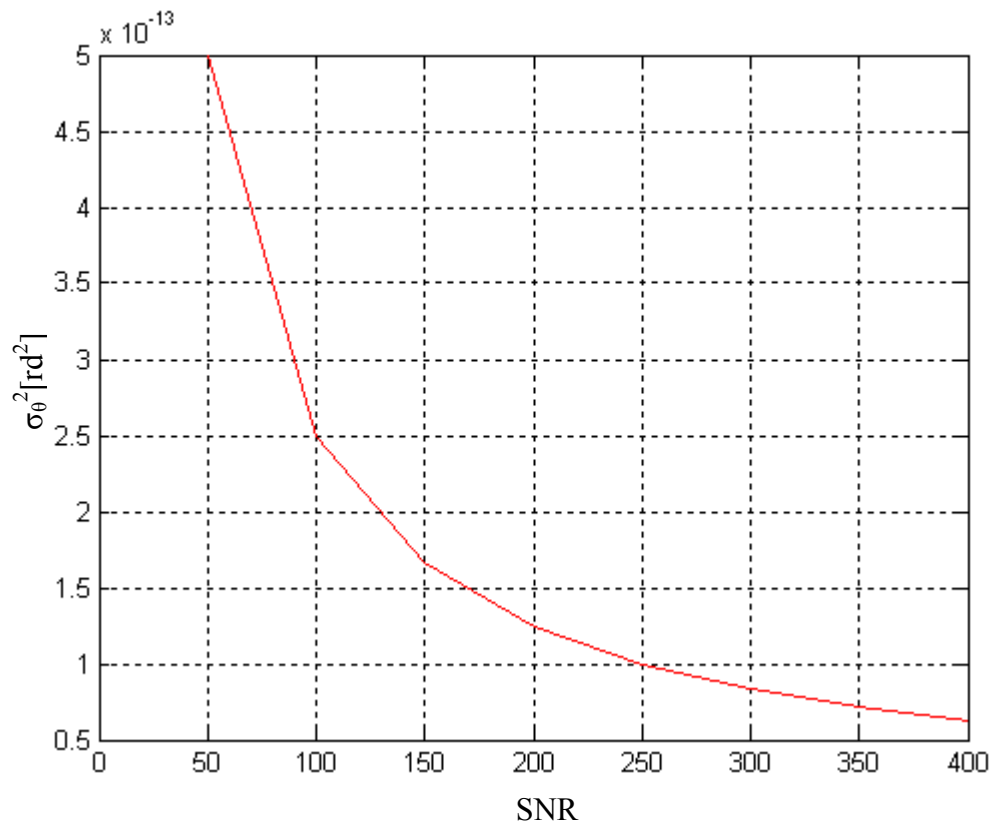
### III.3 Simulation et interprétations des résultats

La figure (III.1), représente les variations des amplitudes de vibrations en fonction du rapport signal sur bruit SNR du système. On constate à partir de cette courbe que les amplitudes de vibrations varient inversement avec le SNR du système et cela est dû au fait que lorsqu'un corps interstellaire tel que : le soleil, la lune ou l'une des étoiles se trouvant dans le champ de poursuite du satellite, la puissance du bruit augmente, ce qui démunie le SNR du système d'une part et augmente les amplitudes des vibrations du faisceau laser émis dans le plan de réception d'autre part.

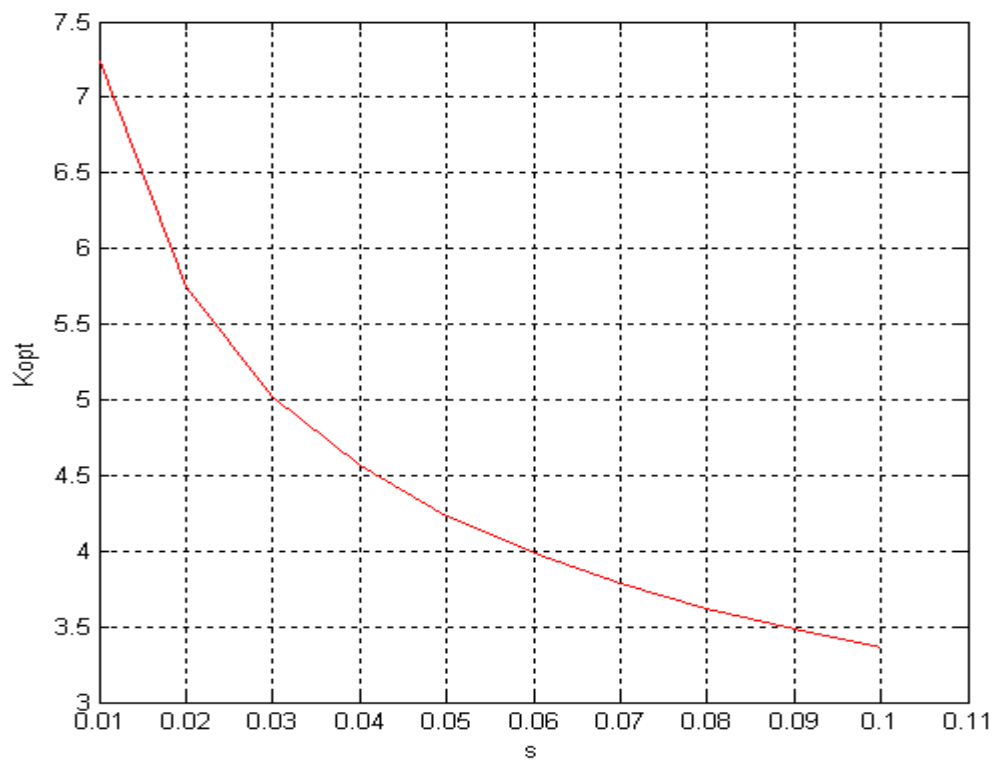
La figure (III.2), représente les variations de  $K_{\text{optimal}}$  en fonction de  $S$ . On constate que le facteur  $K_{\text{optimal}}$  varie inversement avec  $S$ . Pour des valeurs de  $S$  variant entre 0.01 et 0.1,  $K_{\text{optimal}}$  varie entre 7.5 et 3.

La figure (III.3) représente les variations du bit de taux d'erreur BER en fonction de  $S$  pour trois systèmes différents :

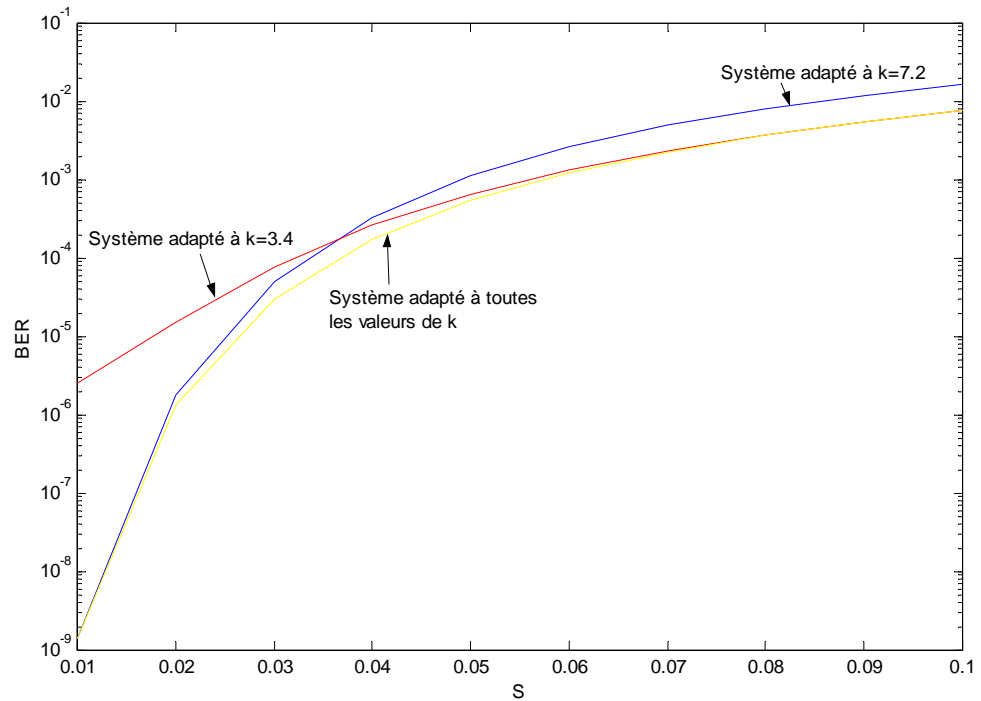
- Un système adapté à tous les valeurs de  $S$  variable de 0.01 à 0.1, donc il est adapté à tous les valeurs de  $k$  variables de 7.2 à 3.4. Ce système est représenté par la courbe jaune.
- Un système adapté uniquement à la valeur de  $S$  égale à 0.01, donc il est adapté à la valeur de  $k$  égale à 7.2. Ce système est représenté par la courbe bleu.
- Un système adapté uniquement à la valeur de  $S$  égale à 0.1, donc il est adapté à la valeur de  $k$  égale à 3.4. Ce système est représenté par la courbe rouge.



**Fig III.1 :** Les amplitudes des vibrations en fonction du SNR



**Fig III.2 :**  $K_{optimal}$  en fonction de S

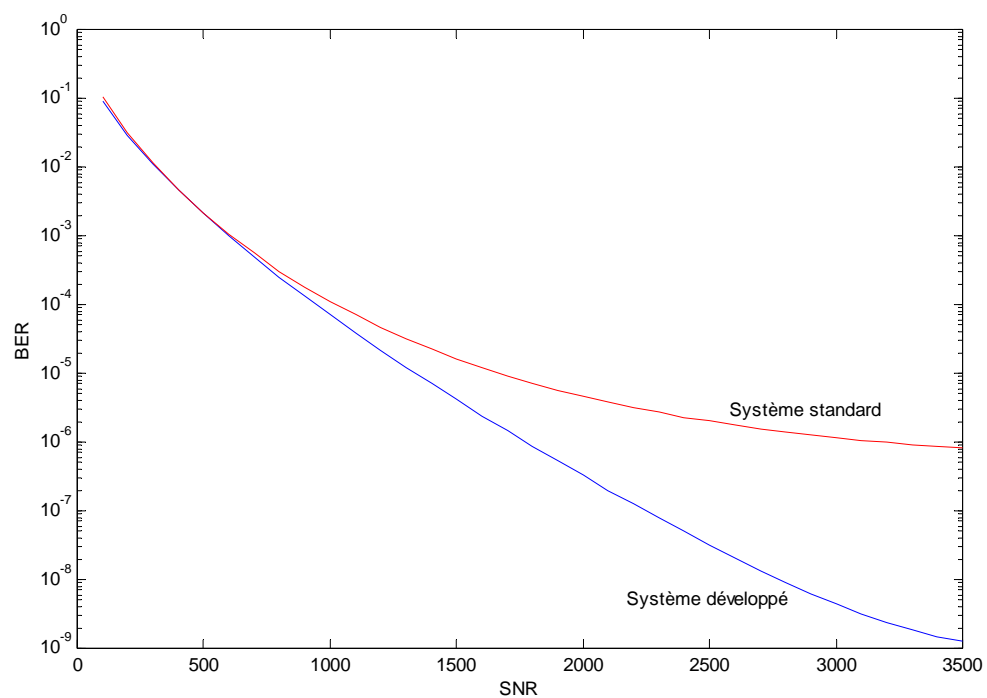


**Fig III.3 :** Le taux de bit d'erreur BER en fonction de S

A partir de ces trois courbes, on peut constater que les valeurs du BER pour le premier système sont plus faibles par rapport à celles du deuxième et du troisième système, cela nous mène à conclure qu'un système adapté à des valeurs continues de  $k$  est plus performant qu'un système qui est adapté uniquement à une seule valeur de  $k$ .

La figure (III.4) représente les variations du taux de bit d'erreur BER en fonction du rapport signal sur bruit SNR pour deux systèmes différents :

- Un système développé dont le gain est adapté à toutes les valeurs du SNR. Ce système est représenté par la courbe bleue.
- Un système standard dont le gain n'est pas adapté à toutes les valeurs du SNR. Il est adapté à une valeur du SNR égale approximativement à 500. Ce système est représenté par la courbe rouge.

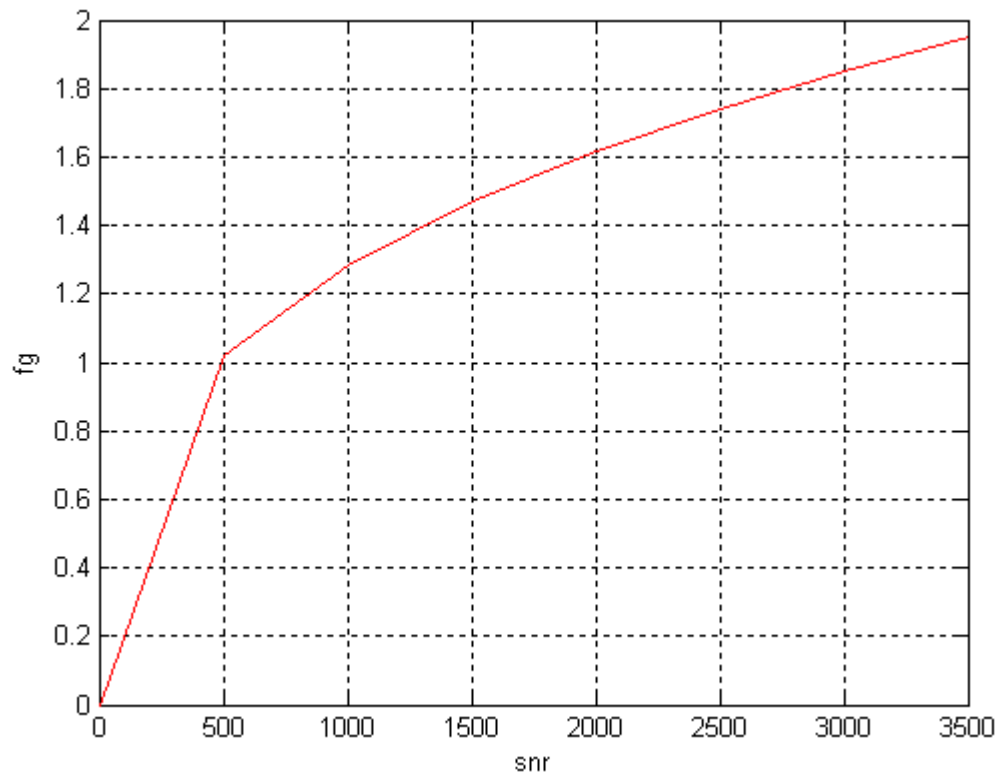


**Fig III.4 :** Le taux de bit d'erreur BER en fonction du SNR

A partir de ces courbes, on remarque que les valeurs du BER pour le système adapté sont plus inférieures à celle obtenues dans le système standard. Le système développé change de  $7 \cdot 10^{-3}$  à  $10^{-9}$  pour un changement du SNR de 340 à 3500. Pour le même changement du SNR, le système standard change de  $7 \cdot 10^{-3}$  à  $10^{-6}$ . On peut conclure qu'un système développé avec un gain qui est adapté à toutes les valeurs du SNR est plus avantageux et performant qu'un système dont le gain n'est pas adapté aux valeurs du SNR.



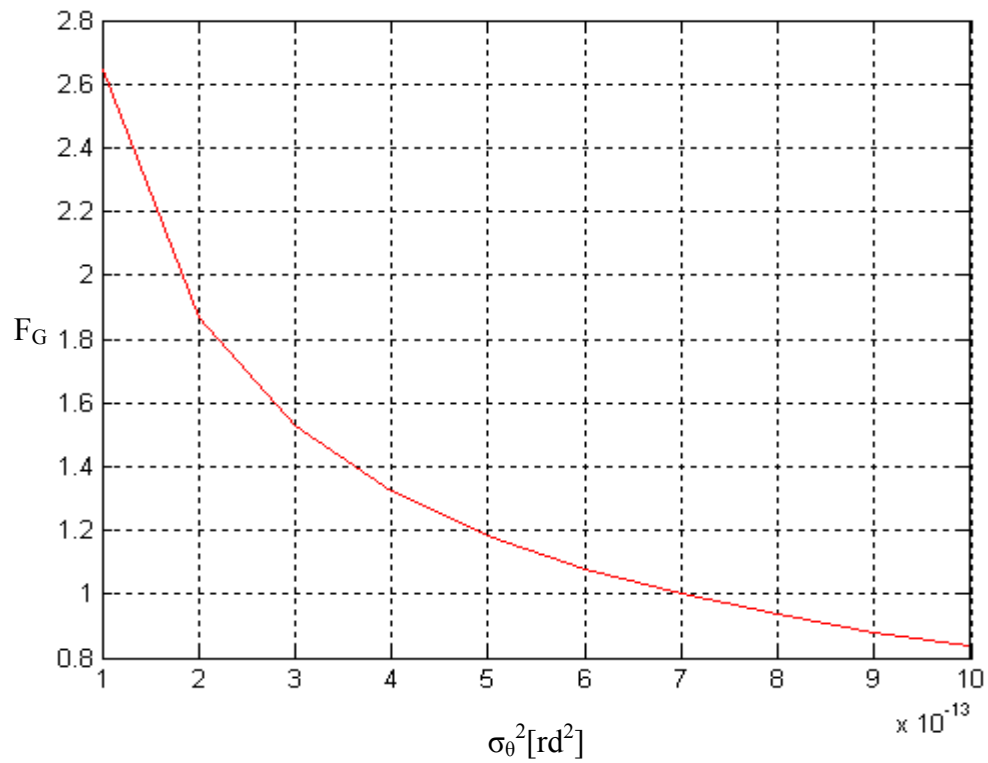
La figure (III.5) représente les variations du facteur du gain  $F_G$  défini comme le rapport entre le gain du télescope émetteur adapté aux amplitudes des vibrations et le gain du télescope émetteur non adapté aux amplitudes des vibrations en fonction du rapport signal sur bruit.



**Fig III.5 :** Le facteur du gain  $F_G$  en fonction du SNR

On remarque que  $F_G$  varie proportionnellement avec le SNR. On conclut donc que le gain  $G_T$  n'est pas constant comme il est le cas pour le gain initial  $G_{T0}$ , mais varie proportionnellement avec le SNR pour s'adapter aux variations de ce rapport.

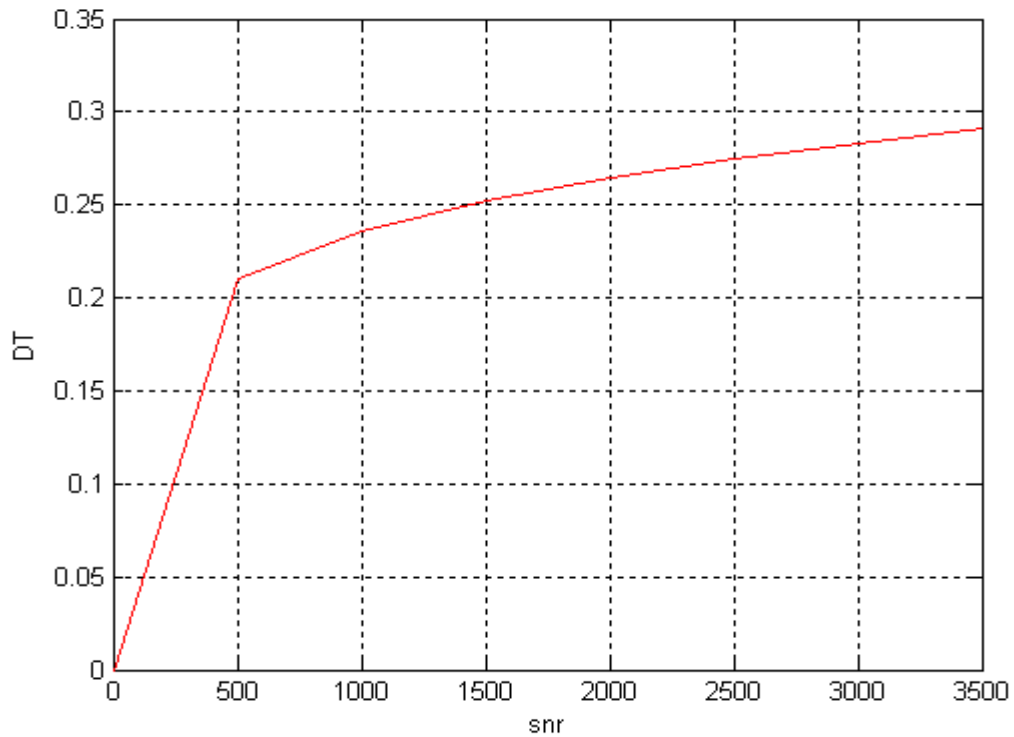
La figure (III.6) représente les variations du facteur du gain  $F_G$  en fonction des amplitudes de vibrations.



**Fig III.6 :** Le facteur du gain  $F_G$  en fonction des amplitudes des vibrations

On remarque que  $F_G$  varie inversement avec les amplitudes des vibrations, pour que le gain du télescope émetteur puisse s'adapter aux vibrations.

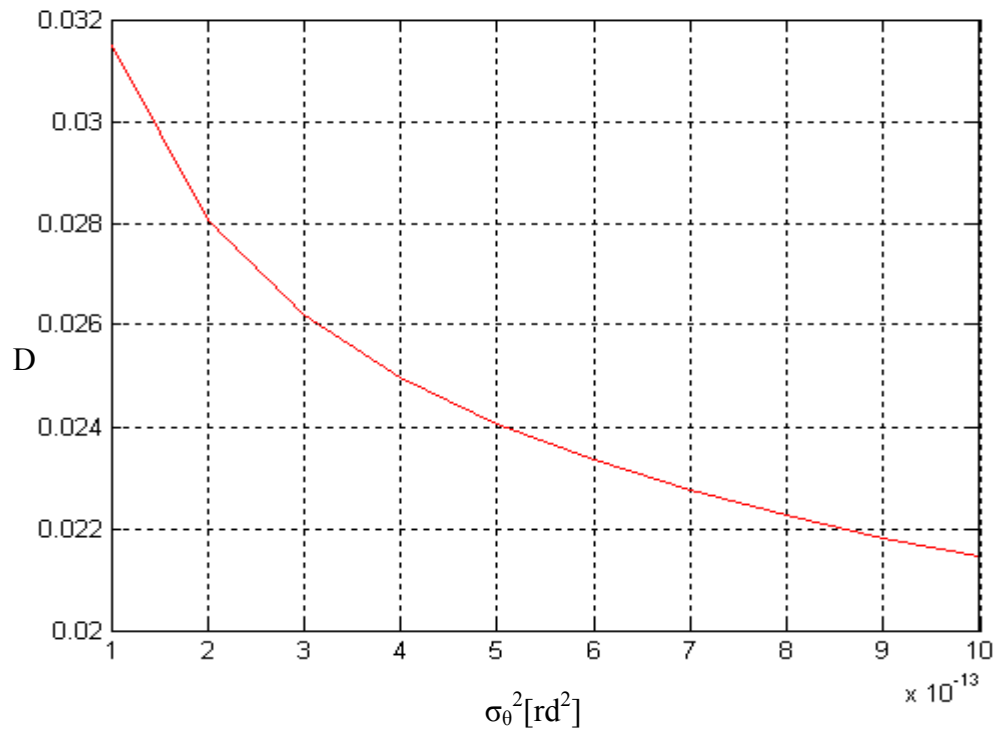
La figure (III.7) représente les variations de l'ouverture du télescope émetteur  $D_T$  en fonction des variations du rapport signal sur bruit du système.



**Fig III.7 :** L'ouverture optimale du télescope émetteur  $D_T$  en fonction du SNR

On remarque que l'ouverture du télescope émetteur  $D_T$  n'est pas constante comme c'est le cas pour  $D_{T0}$  (l'ouverture du télescope émetteur avant l'adaptation), mais elle varie proportionnellement avec le SNR pour s'adapter aux variations de ce rapport.

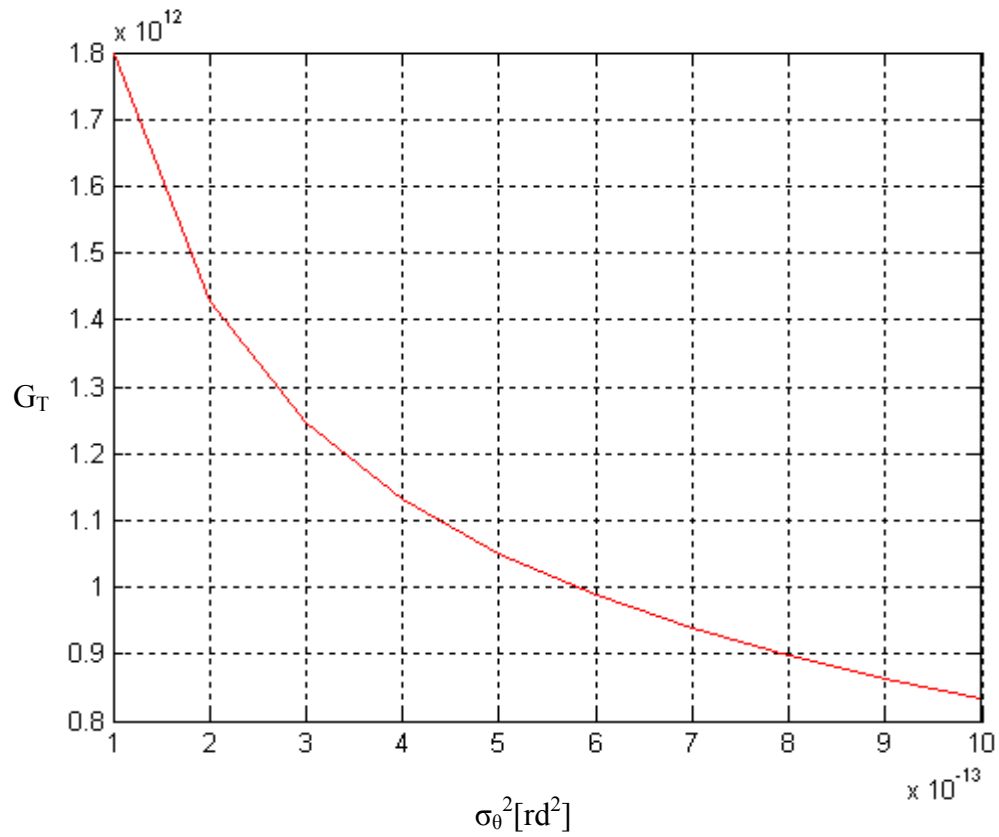
La figure (III.8) représente les variations de l'ouverture du télescope émetteur  $D_T$  en fonction des amplitudes de vibrations.



**Fig III.8 :** L'ouverture optimale du télescope émetteur  $D_T$  en fonction des amplitudes des vibrations

On remarque que l'ouverture du télescope émetteur  $D_T$  n'est pas constante, elle varie inversement avec les amplitudes des vibrations.

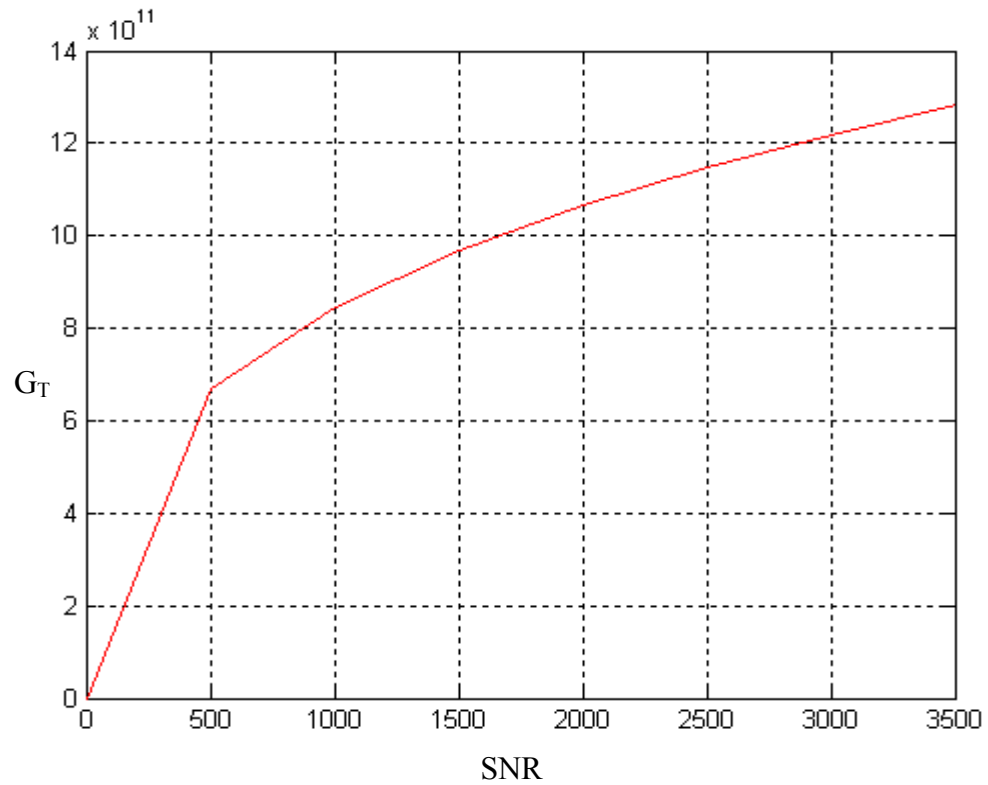
La figure (III.9) représente les variations du gain du télescope émetteur  $G_T$  en fonction des amplitudes des vibrations.



**Fig III.9** : Le gain du télescope émetteur  $G_T$  en fonction des amplitudes de vibrations

Le gain du télescope émetteur diminue continuellement pour s'adapter à l'augmentation des amplitudes des vibrations.

La figure (III.10) représente les variations du gain du télescope émetteur  $G_T$  en fonction du SNR.



**Fig III.10 :** Le gain du télescope émetteur  $G_T$  en fonction du SNR

On remarque que le gain du télescope émetteur  $G_T$  n'est pas constant, mais varie proportionnellement avec le SNR pour s'adapter aux variations de ce rapport.

# Chapitre IV

## **CHAPITRE IV**

# **LES EFFETS DE LA TURBULENCE ATMOSPHERIQUE SUR LES SYSTEMES DE COMMUNICATION OPTIQUES**

### **IV.1 Introduction**

Dans ce chapitre, nous traitons l'effet combiné des vibrations satellites causant des erreurs de pointage et la turbulence atmosphérique sur les performances du lien inter satellite. Les vibrations de pointage et les variations de l'indice de réfraction le long de la voie de transmission peuvent causer des fluctuations dans l'intensité et la phase du signal reçu conduisant à une augmentation de la probabilité d'erreur bit. Nous développons un modèle mathématique de la probabilité d'erreur bit qui prend en compte à la fois les vibrations et les turbulences.

### **IV.2 Modèle atmosphérique de turbulence**

Le phénomène de la turbulence est le résultat des changements aléatoires de l'indice de réfraction atmosphérique. Les variations de l'indice de réfraction sont dues aux gradients de température entre l'atmosphère, la terre et l'océan, qui à leur tour cause



les courants et les vents d'air qui pénètrent dans les strates supérieures de l'atmosphère. L'indice de réfraction stationnaire de l'atmosphère ( $n$ ) est en fonction de la température, de pression, de longueur d'onde et d'humidité.

Pour le cas d'une atmosphère marine [34], [35], l'indice est donné par :

$$n_0 \approx 1 + \frac{77p}{T} \left[ 1 + \frac{7.53 \cdot 10^{-3}}{\lambda^2} - 7733 \frac{q}{T} \right] 10^{-6} \quad \text{IV.1}$$

où  $p$  est la pression atmosphérique (millibars),  $T$  est la température (k),  $q$  est l'humidité spécifique ( $\text{gm}^{-3}$ ) et  $\lambda$  est la longueur d'onde. La théorie de Kolmogorov est utilisée généralement pour traiter le comportement stochastique de l'indice de réfraction. Selon cette théorie l'indice de réfraction est la somme d'un composant fixe et variable [34], [35].

$$n_T(\vec{r}) = n_0 + n(\vec{r}) \quad \text{IV.2}$$

où

$n_0$  : est l'indice de réfraction moyen,

$\vec{r}$  : est un endroit dans l'espace,

$n(\vec{r})$  : est le composant stochastique produit par la variation spatiale de la pression, de la température et de l'humidité.

### IV.3 Mise en équation de problème

Le signal optique reçu au récepteur est obtenu en multipliant la puissance d'émetteur par les facteurs convenables de profit et de perte. Ceci peut se résumer comme [34].

$$P_R(\theta, I) = P_T \eta_T \eta_R \left( \frac{\lambda}{4\pi z} \right)^2 G \cdot G_T \cdot G_R \cdot L_A \cdot L(\theta) \cdot I \quad \text{IV.3}$$

où  $P_T$  est la puissance optique d'émetteur,  $\eta_T$  le rendement quantique de l'émetteur et  $\eta_R$  le rendement quantique de récepteur.  $\lambda$  est la longueur d'onde,  $G$  est le gain d'amplificateur optique et  $Z$  est la distance entre l'émetteur et le récepteur. Le paramètre  $\left(\frac{\lambda}{4\pi Z}\right)$  est la perte de l'espace libre.  $G_R$  est le gain du récepteur défini par l'équation (III.3).  $G_T$  est le gain du télescope émetteur donné par l'équation (III.4),  $L_A$  est la perte atmosphérique et  $L_T(\theta)$  le facteur de pertes. Ce dernier définit l'atténuation du signal reçu à cause des vibrations il est donné par l'équation (III.5).  $I$  est La puissance reçu normalisée est liée à l'amplitude  $X$  est donné par

$$I = \exp(2X - 2E[X]) \quad \text{IV.4}$$

Nous considérons la modulation d'intensité OOK (on-off keying) dans cette détection non cohérente, le récepteur convertit la puissance optique en un signal électrique par une photodiode PIN. Le taux de conversion est défini par le responsivité de détecteur ( $R_{PD}$ ). Notre récepteur intègre le signal reçu pendant une période d'un bit et à la fin de la période d'intégration prend une décision si le signal reçu est on ou off. Nous désignons par  $y$  le signal électrique avant la prise de décision. Nous supposons que le bruit peut être modélé par le bruit gaussien qui est statistiquement indépendant du signal reçu, avec une moyenne nul et la covariance  $\sigma_N^2$ . Le récepteur connaît la distribution de l'erreur de pointage et l'intensité des turbulences, ainsi que l'affaiblissement du signal instantané du canal. Le signal  $y$  est décrit par les densités conditionnelles suivantes quand le bit transmis est (on/off) respectivement [36] :

$$P(y/on, \theta, I) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_N^2}} \exp\left(-\frac{(y - R_{PD}P_R(\theta, I))^2}{2\sigma_N^2}\right) \quad \text{IV.5}$$

$$P(y/off) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_N^2}} \exp\left(-\frac{y^2}{2\sigma_N^2}\right) \quad \text{IV.6}$$

De [34], l'algorithme de probabilité a posteriori maximum (maximum a posteriori probability MAP) décode le bit  $\hat{s}$  comme :

$$\hat{s} = \max_s \left\{ \frac{P(y|s)P(s)}{P(y)} \right\} \quad \text{IV.7}$$

où  $P(y/s)$  est la probabilité conditionnelle si un bit  $s$  est transmis, une amplitude de signal  $y$  sera reçue ;  $s$  peut prendre une des deux valeurs (on/off) ;  $P(s)$  est la probabilité que un bit on ou off est transmis, et  $P(y)$  est la probabilité a priori de  $y$ . Le dénominateur est identique pour tous les signaux, et par conséquent, il n'affecte pas la décision entre "on/off". Dans les systèmes de communication, les probabilités de transmission des bits on ou off sont, dans la plupart des cas équiprobable. Donc la fonction de probabilité est donnée par

$$\Lambda(y, \theta, I) = \frac{P(y/on, \theta, I)}{P(y/off)} = \exp \left( - \frac{-2yR_{PD}P_R(\theta, I) + (R_{PD}P_R(\theta, I))^2}{2\sigma_N^2} \right) \quad \text{IV.8}$$

La prise du logarithme naturel des deux côtés de l'équation (IV.8), décommandant des facteurs communs et réarrangeant donne l'expression suivante

$$L \wedge (y, \theta, I) = y - R_{PD}P_R(\theta, I) / 2 \quad \text{IV.9}$$

La probabilité de bit-erreur est donnée par

$$BEP = \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{\infty} (P(on).P(off/on, \theta, I) + P(off).P(on/off, \theta, I)).f_{\theta}(\theta).f_x(x).d\theta.d\theta \quad \text{IV.10}$$

où  $P(off/on, \theta, I)$  et  $P(on/off, \theta, I)$  définissent le BEP quand les bits on et off sont transmis, et elle sont données, respectivement, par

$$P(\text{off} / \text{on}, \theta, I) = \int_{L \wedge (y, \theta, I) < 0} P(y / \text{on}, \theta, I) dy \quad \text{IV.11}$$

et

$$P(\text{on} / \text{off}, \theta, I) = \int_{L \wedge (y, \theta, I) > 0} P(y / \text{off}) dy \quad \text{IV.12}$$

$f_\theta(\theta)$  est la densité de probabilité de l'erreur dans l'angle de pointage radial, et elle est

donnée par l'équation (II.12)

$$f_x(X) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_x}} \exp\left(-\frac{(X - E[X])^2}{2\sigma_x^2}\right) \quad \text{IV.13}$$

Afin de simplifier (IV.10), nous définissons d'abord

$$\alpha = P_T G_T \frac{R_{PD}}{2\sqrt{2}\sigma_N} \eta_T \eta_R \left(\frac{\lambda}{4\pi z}\right)^2 G_R L_A \quad \text{IV.14}$$

Nous substituons alors

$$u = \frac{\theta^2}{2\sigma^2} \quad \text{IV.15}$$

$$v = \frac{X - E[X]}{\sqrt{2}\sigma_x} \quad \text{IV.16}$$

Utilisant la fonction erreur complémentaire définie ci-dessous

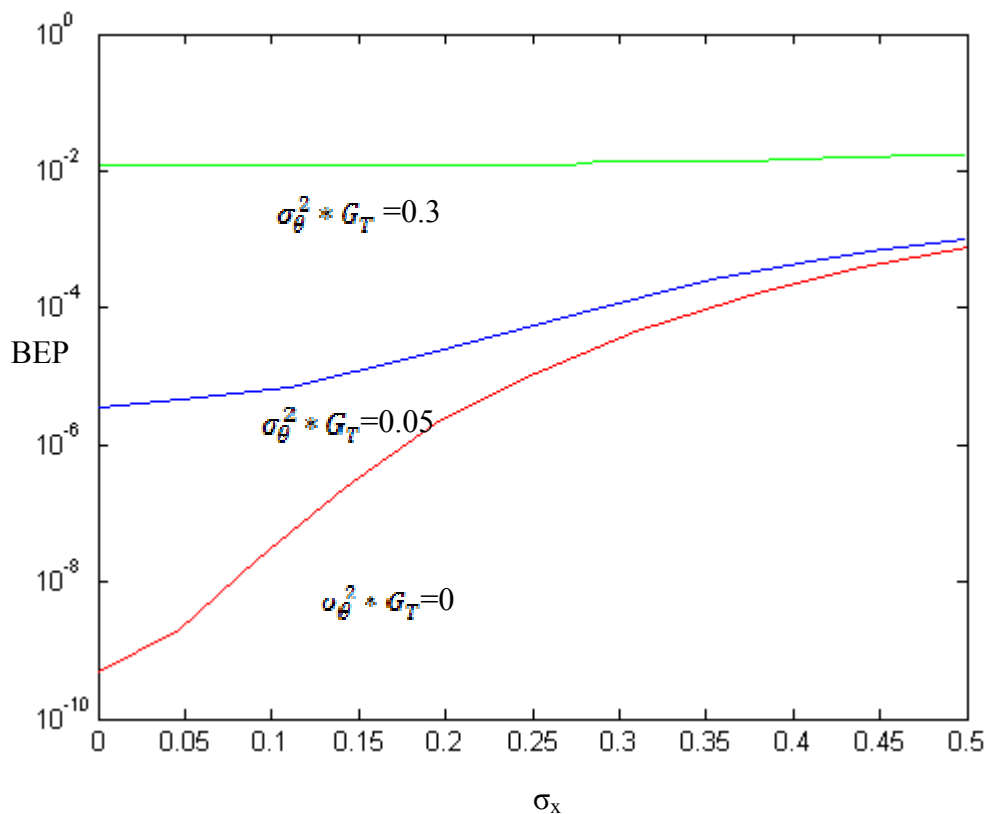
$$\text{erfc}(a) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_a^\infty \exp(-b^2) db \quad \text{IV.17}$$

L'équation (IV.9) peut être alors simplifiée comme

$$\text{BEP}(\sigma_x, G_T \sigma_\theta^2) = \frac{1}{2\sqrt{\pi}} \int_{-\infty}^\infty \int_0^\infty \text{erfc}(\alpha \cdot \exp(-2 \cdot u \cdot G_T \sigma_\theta^2 + \sqrt{2}\sigma_x v)) \cdot \exp(-u - v^2) du \cdot dv \quad \text{IV.18}$$

#### IV.4 Résultats numériques et discussions

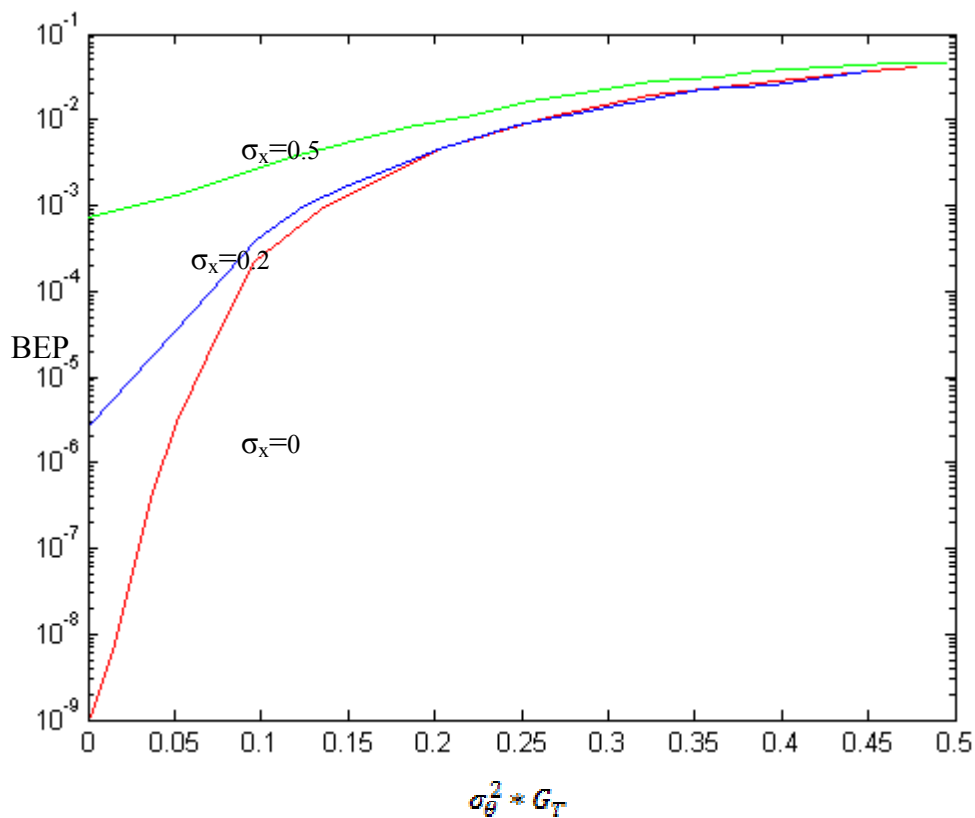
La figure (IV.1), représente le BEP en fonction de  $\sigma_x$  (turbulence) pour trois valeurs de vibration de pointage normalisé ( $G_T \sigma_\theta^2$ ): 0, 0.05 et 0.3. Il est facile de voir que le BEP est presque constant, ayant une valeur de  $10^{-2}$  pour une vibration de pointage normalisé égal à 0.3 et des valeurs de  $\sigma_x$  variant entre 0 et 0.5. Ce cas est représenté par la courbe verte. Dans le cas de  $G_T \sigma_\theta^2=0.05$ , le BEP varie proportionnellement avec la turbulence. Ce cas est représenté par la courbe bleue. Pour le cas de  $G_T \sigma_\theta^2=0$ , le BEP varie proportionnellement avec la turbulence et ce dernier peuvent se diminuer moins que  $10^{-8}$ . Ce cas est représenté par la courbe rouge.



**Fig IV.1** : La probabilité d'erreur du bit (BEP) en fonction du paramètre Turbulence ( $\sigma_x$ )

La figure (IV.2), représente le BEP en fonction des amplitudes des vibrations normalisées pour trois valeurs du  $\sigma_x$  0, 0.2 et 0.5. On peut constater que pour des hauts niveaux de turbulence ( $\sigma_x = 0.5$ ), le BEP est uniformément haut et peu sensible aux vibrations ; ce dernier varie entre  $10^{-3}$  et  $10^{-2}$  pour des valeurs de  $G_T \sigma_\theta^2$  variant entre 0 et 0.5. Ce cas est représenté par la courbe verte.

Pour une turbulence  $\sigma_x$  égal à 0, 0.2 respectivement le BEP peuvent se diminuer moins que  $10^{-9}$  pour des valeurs  $G_T \sigma_\theta^2$  allant jusqu'à 0.25. Pour des valeurs  $G_T \sigma_\theta^2$  supérieures à 0.25 le BEP n'est pratiquement plus sensible au niveau de la turbulence. Ce cas est représenté par les courbes rouge et bleue respectivement.



**Fig IV.2 :** La probabilité d'erreur du bit (BEP) en fonction des amplitudes des vibrations normalisées ( $\sigma_\theta^2 * G_T$ )

**Conclusion**

**générale**

## Conclusion générale

Les satellites lasers offrent plusieurs avantages par rapport aux satellites standards , mais le principal obstacle rencontré dans de tels satellites, c'est ce que ces derniers souffrent continuellement des vibrations du faisceau laser émis à cause des différentes sources internes et externes environnantes, c'est ce qui fait dégrader la qualité de la communication.

Afin de réduire les effets de ces vibrations et améliorer la qualité de la communication, plusieurs mesures ont été prises :

Des améliorations considérables ont été introduites dans la structure standard du réseau satellite, parmi ces améliorations, c'est l'utilisation du télescope en éléments en phase (telescope phased array) dont le gain est adapté aux amplitudes des vibrations par une unité de control, c'est ce qui fait réduire le taux de perte des informations lors de la transmission.

Plusieurs modèles mathématiques ont été développés pour adapter l'ouverture et le gain du télescope émetteur aux variations aléatoires des amplitudes des vibrations. Nous avons pu constater que le système ayant une ouverture du télescope émetteur optimisée donnait des résultats plus performants par rapport au système standard.

Les effets de la turbulence atmosphérique sur les systèmes de communication optiques a été présenté dans le 4ème chapitre. Nous développons un modèle mathématique de la probabilité d'erreur bit qui prend en compte à la fois les vibrations et les turbulences. Pour améliorer la probabilité d'erreur bit (BEP).

Ce travail va constituer une plate –forme qui pourra prendre des directions de recherches variées .on peut espérer que le niveau des vibrations sera d'autant mieux géré au fur et à mesure des avancées qui auront été réalisées.



Références

# Références

bibliographiques

## bibliographiques

## Bibliographies

- [1] ITU (International Telecommunication Union), “Handbook on satellite communications,” 3rd Ed. WILY INTERSCIENCE 2002.
- [2] S.Arnon and N.S.Kopeika, “Laser satellite networks- vibration effects and possible solutions,” *Proceedings of IEEE*, 85, 10 1997 pp 1646-1661.
- [3] R. J. Leopold and A. Miller, “The IRIDIUM communications system,” *IEEE Potentials*, vol.12, pp. 6–9, Apr.1993.
- [4] Y.Yaiche, “Contrôle des vibrations des communications optiques dans les satellites lasers,” Thèse de magister, Université de Constantine, 2003.
- [5] A.Tanenbaum, “Réseaux,” Inter Edition Prentice Hall 3<sup>e</sup> édition 1997.
- [6] M.Gomez, “Satellite broadcast systems engineering,” Artech House, Boston London,2002.
- [7] B.R Elbert, “Ground Segment and Earth Station Handbook,” Artech house, Boston London,2001
- [8] A.Jamalipour, “Low earth orbital satellites for personal communication networks,” Artech House, Boston. London,1998
- [9] G.Maral and M.Bousquet, “Satellite Communications Systems,” wiley,1998.
- [10] M.Malicorne, “ Analyse des performances du système de navigation par satellite pour les applications en environnement urbain,” Thèse de docteur, Ecole Nationale Supérieure De l’Aéronautique Et De l’Espace, Toulouse, Décembre,2001.
- [11] E.Altman, A.Ferraira and J.Galtier, “Les réseaux satellitaires de télécommunications technologie et services ,” DUNOD, Paris, 1999.

- [12] J.R.Wertz and W.J.Larson, “Space Mission Analysis and Design,” Space Technology Library ed: Kluwer Academic Publishers, 1991
- [13] Orbital Motion Pages, <http://dspace.dial.pipex.com/town/plaza/he13/orbmot.shtml>, Site proposant une introduction à la mécanique orbitale avec équations et glossaire à l'appui.
- [14] A.E.Roy, “Orbital Motion,” 3<sup>rd</sup> ed : Adam Hilder, Bristol and Philadelphia, 1988. L’ouvrage de référence en matière de mécanique orbitale. Complet et rigoureux.
- [15] V.A.Chobotov, “Spacecraft Attitude Dynamics and Control,” Malabar, Florida, USA: Krieger Publishing Company, 1991.
- [16] T.Estier, Résumé de travail de diploma. “Nanosatellite,” 19 février 1999. Section de microtechnique, Lausanne.
- [17] S.Arnon, S.R.Rotman and N.S.Kopeika, “Performances limitations of free space optical communication satellite network due to vibrations: direct detection digital mode,”. *Opt Eng* 36, 11 3148-3157 november 1997.
- [18] R. J. Leopold and A. Miller, “The IRIDIUM communications system,” *IEEE Potentials*, vol. 12, pp. 6–9, Apr. 1993.
- [19] <http://ariane.rio.net/textes/enjeux/heintz/>
- [20] M.H.Hadjitheodosiou, A.Ephremides and D.Friedman, “Broadband access via satellite,” *Compteur Networks* 31 (1999) 353-378.
- [21] P.I.Klein and R.Soifer, “Intersatellite communication using an AMSAT-OSCAR 6 and AMSAT-OSCAR 7 radio amator satellites,” *Proc IEEE*, pp1526-1527, Oct 1975.

- [22] C. C. Chen and C. S. Gardner, "Impact of random pointing and tracking errors on the design of coherent and ncoherent optical intersatellite communication links," *IEEE Trans. Commun*, vol. 37, pp. 252–260, Mar. 1989.
- [23] B. I. Edelson and G. Hyde, "Laser satellite communications, program technology and applications," *IEEE-USA Aerospace Policy Committee Rep*, Apr. 1996.
- [24] D. K. Paul, F. Faris, R. Garlow, T. Inukai, B. Pontano, R. Razdan and A. Ganz "Optical intersatellite links: Application to commercial satellite communications," in *Proc. 14th AIAA Int. Communication Satellite Systems*, Washington, D.C., Mar. 22–26, 1992, pp. 277–289.
- [25] S. G. Lambert and W. L. Casey, "Laser Communication in Space," Boston, MA: Artech House, 1995.
- [26] G. Maral, "Système de télécommunications par satellite," *Technique de l'ingénieur, traité d'électronique volume E7*
- [27] M. Wittig, L. van Holtz, D. E. L. Tunbridge, and H. C. Vermeulen, "In orbit measurements of microaccelerations of ESA's communication satellite OLYMPUS," in *Selected Papers on Free-Space Laser Communication II—SPIE Ms 100*, D. L. Begly and B. J. Thompson, Eds. Bellingham, WA: SPIE, 1994, pp. 389–398.
- [28] S. J. C. Dyne, D. E. L. Tunbridge, and P. P. Collins, "The vibration environment on a satellite in orbit," in *IEE Colloquium High Accuracy Platform Control in Space*, 1993, pp. 12/1–12/6.
- [29] S. J. C. Dyne, P. P. Collins, and D. E. L. Tunbridge, "Satellite mechanical health monitoring," in *IEE Colloquium Advanced Vibration Measurements, Techniques and Instrumentation for the Early Predication of Failure*, 1992, pp. 4/1–4/8.

- [30] S. Arnon, S. Rotman, and N. S. Kopeika, "Optimum transmitter optics aperture for satellite optical communication," *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systeme* vol 34, n°2 april 1998.
- [31] P.Halley, "Les systems à fibres optiques," Edition Eyrolles 1985.
- [32] E.Yablouivitch and al, "Optoelectronic quantum telecommunication based on Spins In Semiconductors," *Proceedings of the IEEE*, vol 91 N° 5 May 2003.
- [33] Koseli Shimoda, "Introduction to laser physics" Springer Verlay 1991.
- [34] S. Arnon, "Optical wireless communication," chapter in the Encyclopedia of Optical Engineering (EOE), R. G. Driggers ed., Marcel Dekker, in press (Invited).
- [35] N. S. Kopeika, "A System Engineering Approach to Imaging," SPIE, 1998.
- [36] S. Karp, R. M. Gagliardi, S. E. Moran, and L. B. Stotts, "Optical Channels," Plenum Press , New York, 1988.