

**UNIVERSITE KASDI MERBAH OUARGLA**

**Faculté des nouvelles technologies de l'information et de la Communication**

**Département d'électronique et de télécommunication**



**Mémoire**

**MASTER ACADEMIQUE**

Domaine : Science et Technologie

Filière : Électronique

Spécialité : Signale et Communication

**Présenté par :**

Moulay Omar Mohamed Makhoulouf

Hamza Bachir

**Thème**

***Modélisation des sources de vibration  
dans les satellites lasers***

Soutenu publiquement :

Le: 24/05/2017

**Devant le jury :**

M. Hamza OTHMANI

MCB Président

UKM Ouargla

M. Hachemi CHENINA

MAB Encadreur

UKM Ouargla

Melle. Hassiba ELOUAZEN

MAB Examineur

UKM Ouargla

**Année Universitaire : 2016 /2017**

# *Dédicaces*

*Merci au Noble « Allah » Dieu le tout puissant qui m'a donné le courage, l'intelligence, la force et la patience pour réaliser ce travail .*

*À celle qui m'a indiqué la bonne voie en me rappelant que la volonté fait toujours les grands hommes...*

*A mes chers parents  
pour tous leurs sacrifices, leur amour, leur tendresse, leur soutien  
et leurs prières tout au long de mes études,*

*A mes chères sœurs  
pour leurs encouragements permanents, et leur soutien moral,*

*A mes chers frères  
pour leur appui et leur encouragement,  
A toute ma famille pour leur soutien tout au long  
de mon parcours universitaire*

*À mes amis*

*J'adresse également mes plus sincères remerciements à tous mes  
amis qui m'ont toujours soutenu et encouragé au cours  
de la réalisation de ce mémoire.*

*Entre autre « Mohamed Fouad », « Boubakar », « Ibrahim »,  
« Amar » et « wassila » ainsi que tous mes camarades*

*Que ce travail soit l'accomplissement de vos vœux tant allégués,  
et le fruit de votre soutien infailible, Merci d'être  
toujours là pour moi.*

## *Remerciements*

*En préambule à ce mémoire, je souhaite adresser ici tous mes remerciements à mon encadreur << CHENINA Hachemi >> pour m'avoir proposé ce sujet, pour son aide, ses conseils, avec un enthousiasme toujours égal, le temps qu'il ma consacrer, sans lui ce mémoire n'aurait jamais vu le jour.*

*Je tiens à remercier monsieur le Dr << Hamza OTHMANI >>, d'avoir accepter de présider mon jury.*

*Je voudrais exprimer aussi ma reconnaissances à Messieurs :*

*Dr << Hasiba ELOUAZEN >> à Université de Ouargla,  
<< CHENINA Hachemi >> Maître de conférence à l'Université de Ouargla  
qui sont les membres de jury de ce mémoire.*

*Je tiens à les remercier pour l'intérêt qu'ils ont porté à mon travail et leurs remarques judicieuses.*

*J'adresse mes remerciements les plus chaleureux à l'ensemble des enseignants qu'ils n'ont pas épargné d'effort pour notre formation.*

# SOMMAIRE

<b>Introduction Générale.....</b>	<b>1</b>
<b>Chapitre I : Généralités sur les communications par satellites</b>	
<b>I.1. Introduction.....</b>	<b>4</b>
<b>I.2. Description d'un système de télécommunication par satel.....</b>	<b>4</b>
<b>I.2.1. Secteur terrien.....</b>	<b>5</b>
<b>I.2.2. Secteur spatial.....</b>	<b>5</b>
<b>I.3. Définition du satellite de communications.....</b>	<b>6</b>
<b>I.4. Les avantages des satellites.....</b>	<b>6</b>
<b>I.5. Constitution d'un satellite de télécommunications.....</b>	<b>7</b>
<b>I.5.1. La plate-forme.....</b>	<b>7</b>
<b>I.5.2. La charge utile d'un satellite .....</b>	<b>8</b>
<b>I.6. Service offert par satellite.....</b>	<b>9</b>
<b>I.7. Fréquence utilisée par les satellites.....</b>	<b>9</b>
<b>I.8. Les Orbites suivies par les satellites.....</b>	<b>10</b>
<b>I.8.1. Orbites basses altitude.....</b>	<b>10</b>
<b>I.8.2. Orbites moyennes altitude.....</b>	<b>11</b>
<b>I.8.3. Orbite géostationnaire.....</b>	<b>11</b>
<b>I.9. Géométrie entre la terre et le satellite.....</b>	<b>12</b>
<b>I.10. Positions des satellites.....</b>	<b>14</b>
<b>I.10.1. Les trois lois de Kepler.....</b>	<b>14</b>
<b>I.10.2. Position du satellite sur l'orbite.....</b>	<b>15</b>
<b>I.10.3. Position du plan orbital dans l'espace.....</b>	<b>17</b>
<b>I.11. Perturbations orbitales.....</b>	<b>19</b>
<b>I.11.1. Perturbation du troisième corps.....</b>	<b>19</b>
<b>I.11.2. Perturbation due au non sphéricité de la terre.....</b>	<b>19</b>
<b>I.11.3. Perturbations dues aux frottements atmosphériques.....</b>	<b>19</b>

<b>I.11.4.</b> Perturbations dues aux radiations solaires.....	19
<b>I.11.5.</b> Perturbations intrinsèques.....	20
<b>I.12.</b> Conclusion.....	20

## **Chapitre II : Système de télécommunications optiques**

<b>II.1.</b> Introduction.....	21
<b>II.2.</b> Réseaux satellites de communications.....	21
<b>II.3.</b> Lien inter satellite (ISL).....	22
<b>II.4.</b> Les sources des vibrations des satellites.....	23
<b>II.4.1.</b> Les sources externes.....	23
<b>II.4.2.</b> Les sources internes.....	27
<b>II.5.</b> Structure standard d'un système de transmission numérique dans les réseaux des satellites lasers.....	28
<b>II.5.1.</b> Le bruit dans les photodiodes.....	29
<b>II.5.2.</b> Amplification optique.....	30
<b>II.5.3.</b> Principe physique de fonctionnement du laser.....	31
<b>II.6.</b> Structure développée d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers.....	32
<b>II.7.</b> Conclusion.....	34

## **Chapitre III : Optimisation de l'ouverture de Télescope**

<b>III.1.</b> Introduction.....	35
<b>III.2.</b> Modèle des équations.....	35
<b>III.3.</b> Interprétation des résultats.....	40

## **Chapitre IV : Maximisation de la bande passante pour la communication par satellite laser**

<b>IV.1.</b> Introduction.....	45
<b>IV.2.</b> Maximisation de la bande passante pour la Communication par Satellite Laser.....	45
<b>IV.3.</b> Définition des constantes C1, C2, C3.....	47
<b>IV.4.</b> Interprétation des résultats.....	50

<b>Conclusion générale.....</b>	<b>52</b>
<b>Références bibliographiques.....</b>	<b>53</b>

## *Liste de notations*

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

$A_e$	Surface équivalente du satellite perpendiculaire à la vitesse.
BER	Bit Error Rate (taux d'erreur du bit).
$c$	Distance du centre de l'ellipse au centre de la terre.
$C_D$	Coefficient de trainée aérodynamique.
$D_R$	Ouverture de télescope récepteur.
$D_T$	Ouverture de télescope émetteur après son optimisation.
$D_{T0}$	Ouverture du télescope émetteur avant son optimisation.
dF	Force perturbatrice.
$e$	charge de l'électron.
$e,a$	Excentricité, demi-axe de l'orbite du satellite.
$erf$	Fonction d'erreur.
$F_{AD}$	Force d'origine aérodynamique s'exerçant sur le satellite.
$f(\theta_V)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle d'élévation.
$f(\theta_H)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle azimut.
$f(\theta)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle de pointage radial.
G	Constante de gravitation.
$G_R$	Gain de récepteur.
$G_T$	Gain de télescope émetteur adapté aux amplitudes des vibrations.
$G_{T0}$	Gain de télescope émetteur non adapté aux amplitudes des vibrations.
$h$	constante de planck.
$i$	Inclinaison de l'orbite.
I	La puissance reçue normalisée.
ISL	Intersatellite link (lien intersatellite).
$J_2$	Terme traduisant l'aplatissement polaire de la terre.
$L(\theta)$	Facteur de perte.
$m$	Masse du satellite.
M	Facteur de multiplication avalanche.
$n_0$	Mouvement moyen du satellite
$n_0$	l'indice de réfraction moyen.

OOK	On-Off Keying.
PPM	Pulse Position Modulation.
PPBM	Pulse Polarization Binary Modulation.
$P_T$	Puissance optique émise
$P_R$	Puissance optique reçue.
$P_1(\theta)$	signal optique reçu dans le cas de l'émission du bit 1.
$P_0(\theta)$	signal optique reçu dans le cas de l'émission du bit 0.
$p$	la pression atmosphérique.
$P(y/s)$	la probabilité conditionnelle.
$P(s)$	la probabilité que un bit on ou off est transmis.
$P(y)$	la probabilité a priori de $y$ .
$q$	l'humidité spécifique.
$r$	Distance entre le centre de la terre et le satellite.
$R_E$	Rayon terrestre.
$R$	Sensibilité de la diode à avalanche.
$R_{PD}$	la responsivité de détecteur.
$S_a$	Surface apparente en direction du soleil.
SF	Facteur d'inclinaison du système de poursuite.
T	la température.
UIT	Union internationale des télécommunications.
$v$	Anomalie vraie.
V	Vitesse du satellite
$\nu$	Fréquence optique.
WDM	Wavelength Division Multiplexing.
Z	Distance entre deux satellites.
$\omega$	Argument du périhélie.
$\Omega$	Ascension droite du noeud ascendant.
$\Gamma$	Accélération due à la pression de radiation.
$\rho_A$	Masse volumique de l'atmosphère.
$\sigma_V$	Ecart type de l'angle d'élévation.
$\theta_V$	Angle d'élévation.
$\sigma_H$	Ecart type de l'angle azimut.



$\theta_H$	Angle azimut.
$\theta$	Erreur dans l'angle de pointage radial.
$\sigma_\theta$	Déviatiion standard de l'angle de l'erreur de pointage.
$\lambda$	Longueur d'onde.
$\eta_T, \eta_R$	Rendement quantique de l'émetteur et de récepteur ,respectivement.
$\sigma_1$	Ecart type dans le cas de l'émission du bit1 .
$\sigma_0$	Ecart type dans le cas de l'émission du bit 0.

## Liste des figures

<b>Figure. I.1</b> : Composante d'un système de télécommunications par satellite.....	5
<b>Figure. I.2</b> : Structure d'un satellite.....	8
<b>Figure. I.3</b> : Orbite basse décrite par le satellite - Dessin Philippe VOLVERT.....	10
<b>Figure .I.4</b> : Orbite moyenne décrite par le télescope spatial Hubble - Dessin Philippe VOLVERT.....	11
<b>Figure. I.5</b> : Orbite décrite par un satellite de télécommunications - Dessin Philippe VOLVERT.....	11
<b>Figure. I.6</b> : Les orbites du satellite.....	12
<b>Figure. I.7</b> : Géométrie entre la terre et le satellite.....	12
<b>Figure. I.8</b> : Angle de nadir et angle de site.....	14
<b>Figure. I.9</b> : loi des L'ellipse.....	14
<b>Figure. I.10</b> : Loi des aires.....	15
<b>Figure. I.11</b> : les paramètres qui définissent la forme de l'orbite.....	16
<b>Figure. I.12</b> : Détermination de la position d'un satellite dans l'espace.....	18
<b>figure. II.1</b> : Lien inter satellite (ISL). .....	23
<b>figure. II.2</b> : Effet de l'attraction de la lune et du soleil.....	25
<b>figure.II.3</b> : Détermination de la forme de l'ellipse et de la position du satellite sur l'orbite..	25
<b>Figure. II.4</b> : Les sources des vibrations.....	27
<b>Figure. II.5</b> : structure générale d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers.....	28
<b>Figure. II.6</b> : Diagramme des différents bruits qui apparaissent au cours de la détection amplification optique.....	30
<b>Figure. II.7</b> : Schéma de principe de fonctionnement d'une source laser.....	31
<b>Figure. II.8.a</b> : Modèle de l'émetteur.....	33
<b>Figure. II.8.b</b> : Modèle de récepteur.....	34
<b>Figure. III.1</b> : Les amplitudes des vibrations en fonction de SNR.....	40
<b>Figure. III.2</b> : $K_{optimal}$ en fonction de S.....	41
<b>Figure. III.3</b> : Le facteur du gain optimal $F_G$ en fonction de SNR.....	42

<b>Figure. III.4 :</b> Le facteur du gain optimal $F_G$ en fonction des amplitudes des vibrations.....	43
<b>Figure. III.5 :</b> L'ouverture optimale du télescope émetteur $D_T$ en fonction des amplitudes des vibrations.....	44
<b>Figure. IV.1:</b> Le gain du télescope émetteur $G_T$ en fonction des amplitudes de vibrations...	50
<b>Figure. IV.2 :</b> La bande passante du système en fonction de $\sigma_\theta^2$ .....	51

## Liste des tableaux

<b>Tableau .I.1:</b> Les fréquences utilisées par les satellites.....	9
<b>Tableau. II.1 :</b> Comparaison entre différentes constellations.....	22

## **Problématique**

Les satellites laser utilisant comme support de transmission des faisceaux lasers comme porteuse d'information, ce satellite est placé en orbite basse et qui fait l'objet de bombardement pour des poussières cosmiques causant la dégradation du signal porteur d'information, cette instabilité se manifeste par des vibration ou niveau des satellites et qui sont due essentiellement à l'environnement cosmique et aux équipement interne du satellite, notre objectif est d'étudier les sources de vibration et de proposer un modèle pour des minimiser.

---

# *Introduction Générale*

---

### **Introduction Générale**

Un satellite de communication est un satellite artificiel orbital de la terre qui reçoit un signal de communication d'une station de transmission au sol, l'amplifie et le traite puis le transmet de nouveau à la station de réception sur terre [1]

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 XXI<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) [2] 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 [3,4]. 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 [5], 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 [6].

L'utilisation du lien inter satellite optique a quelque avantage par rapport à l'utilisation de la propagation des micro ondes [3] :

- 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 schémas 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

## *Introduction Générale*

---

vibrations et les turbulences, commentaires et discussions sur nos résultats obtenus. Finalement, une conclusion terminera ce mémoire résumant les principales tâches accomplies.



# Chapitre I

---

*Généralités sur les communications par satellites*

---

## **I.1. Introduction**

Le développement des moyens de transmissions de l'information qui constitue l'une des caractéristiques principales de notre époque résulte, d'une part, d'une augmentation continue des besoins et, d'autre part, des possibilités offertes par le progrès technique.

L'un des caractères essentiels de l'évolution de notre civilisation est l'accroissement constamment accéléré du volume des échanges d'information (information écrite, verbale ou visuelle). Cet accroissement qui porte à la fois sur le volume des transferts d'information, sur leur rapidité et sur les distances couvertes contrôle profondément le développement des grands systèmes qui caractérisent la société actuelle : transports intercontinentaux, consortiums industriels internationaux, agences d'information, enceintes de confrontation politique entre nation, prévisions du temps, échanges boursiers, diffusion de la culture...

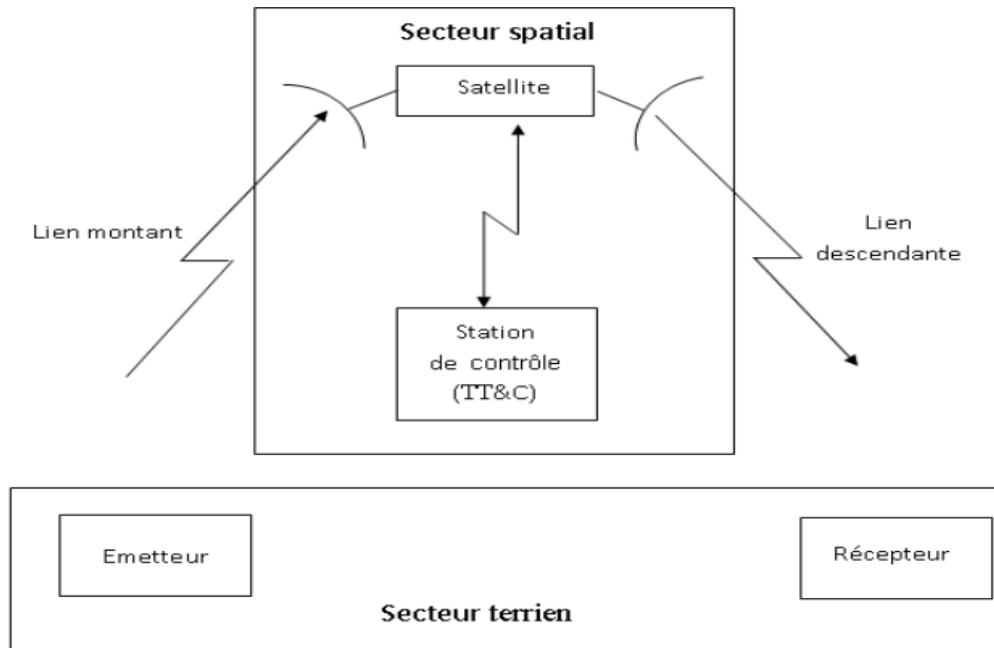
Le développement des techniques et leur mise au service des besoins de l'homme s'est fait avec une rapidité sans pareil, caractéristique de l'accélération du progrès technique. En tête de cette progression se trouvent les télécommunications par satellites qui ont pris une place prépondérante parmi les différents moyens des transmissions de l'information et qui ont très largement contribué à satisfaire les immenses besoins. Ces systèmes de télécommunications par satellites possèdent des qualités intrinsèques distinctes de celle des systèmes terrestres classiques [7, 8].

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.

La figure (I.1) illustre les différentes composantes d'un système de télécommunications par satellite [8]



**Figure. I.1:** Composante d'un système de télécommunications par satellite.

### I.2.1. Secteur terrien

Le secteur terrien est constitué par l'ensemble des stations terriennes, le plus souvent raccordées aux terminaux des usagers par un réseau terrestre ou directement dans le cas de petites stations (VSAT : very small aperture terminale) et de stations mobiles. Les stations se distinguent par leur taille, qui varie selon le type de trafic (téléphone, télévision, données). On distingue en outre les stations fixes, les stations transportables, les stations mobiles. Certaines stations à la fois émettrices et réceptrices. D'autres sont réceptrices uniquement (RCVO : receive only) : c'est le cas par exemple des stations de réception d'un système de radiodiffusion par satellite, ou d'un système de distribution de signaux de télévision ou de données [7,9]. 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 vitales du satellite [10].

### **I.3. Définition du satellite de communications**

Le satellite de télécommunication est un satellite artificiel orbital de la terre, il reçoit les émissions de la terre (lien montante) et les retransmis vers la terre (lien descendante) après translation de fréquence et amplification.

Il existe 5 sortes de satellites [11,12] :

- **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. Il 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 ya 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 sen débarrasser :
  - a. On le laisse tourner autour de la terre sur une orbite plus haute.
  - b. 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.

### **I.4. Les avantages des satellites**

- 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.

- Observer la terre, le climat, la végétation, les océans.
- Retransmettre les ondes: la radio, la télévision, le téléphone, internet. Les ondes qu'ils envoient se déplacent à 300 000 km/s.

## **I.5. Constitution d'un satellite de télécommunications**

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

### **I.5.1. 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 ya 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.

### I.5.2. 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 embarqués, 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.

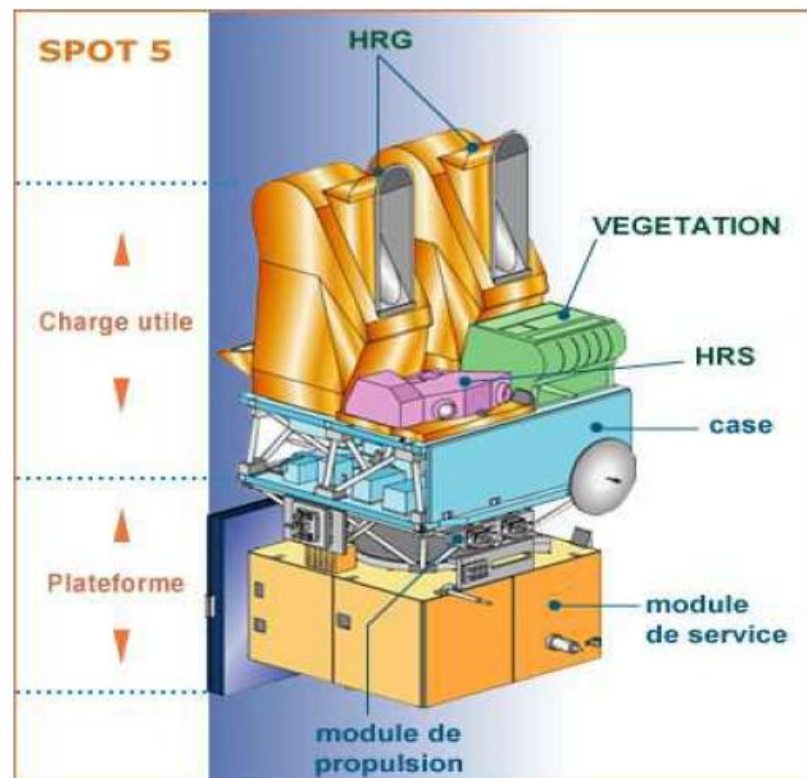


Figure. I.2: Structure d'un satellite.

## I.6. 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 de 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.

## I.7. Fréquence utilisée par les satellites

Les bandes de fréquences mises en œuvre pour les communications par satellite sont le plus souvent comprises entre 1 et 30GHz. En dessous de 1 GHz les ondes sont principalement réfléchies et diffusées par l'atmosphère. Au dessus de 30 GHz les liaisons satellitaires sont possibles mais l'absorption atmosphérique est importante et la technologie d'amplification plus complexe.[13]

N°	BANDES	FREQUENCES	SERVICE
1	L	1 – 2 GHz	communication avec les mobiles
2	S	2 – 3 GHz	communications avec les mobiles
3	C	4 – 6 GHz	communications civiles nationales et internationales, TV.
4	X	7 – 8 GHz	communications militaires
5	KU	11 – 14 GHz	communication civiles nationales et internationales, télévision.
6	Ka	20 – 30 GHz	nouveaux systèmes d'accès aux réseaux large bande
7	EHF	21 – 45 GHz	Communications militaires

**Tableau .I.1:** les fréquences utilisées par les satellites des télécommunications.

## I.8. Les Orbites suivies par les satellites [3 ,14]

Les satellites utilisent la force gravitationnelle de notre planète afin de se maintenir à une position et à une distance déterminée de la terre.

Il est ainsi possible de définir à tout moment de quelles sont les caractéristiques du satellite pour établir des transmissions. Nous allons voir dans cette partie quels sont les types d'orbites utilisées et comment celles-ci fixent certaines limites ou contraintes dans les transmissions ou les équipements.

- L'orbite est la trajectoire idéale que suit un satellite en l'absence de perturbations.
- Les orbites sont habituellement classées en fonction de leurs altitudes moyennes et de leurs synchronisations avec la terre ou le soleil.

On peut ainsi distinguer deux types d'orbites différentes : l'orbite circulaire, et les Orbite elliptique. Chacune ayant des caractéristiques différentes des autres.

On peut aussi classer ces orbites selon leur altitude ; dans ce cas on distingue trois types : l'orbite géostationnaire, les orbites moyennes altitude et les orbites basses altitude.

### I.8.1. Orbites basses altitude

LEO (Low Earth Orbit): orbite basse située entre 180 et 400 km environ, souvent plus ou moins circulaire avec une inclinaison par rapport à l'équateur suivant la mission du satellite. Une orbite basse qui a une inclinaison qui lui permet un survol des régions proches des pôles est appelée orbite polaire

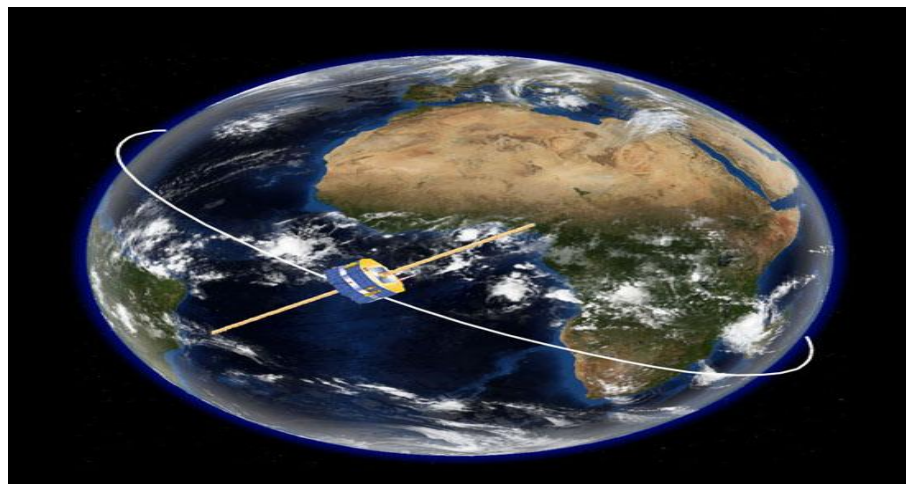


Figure .I.3: Orbite basse décrite par le satellite - Dessin Philippe VOLVERT



### I.8.2. Orbites moyennes altitude

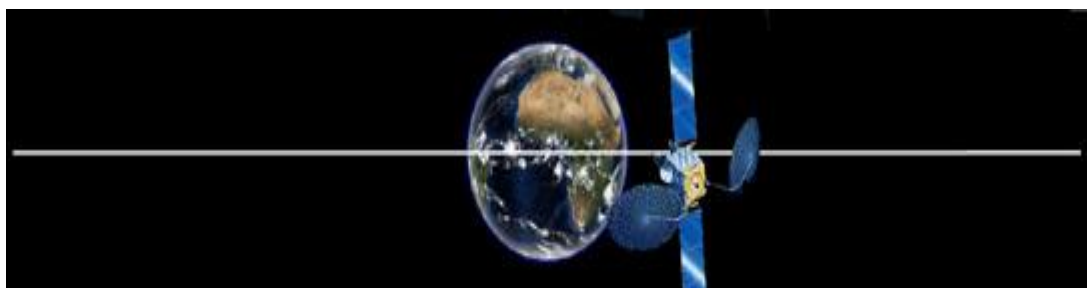
MEO (Medium Earth Orbit): orbite offrant les mêmes caractéristiques que la LEO mais avec une altitude plus élevée, comprise entre 400 et 10 000 km.



**Figure .I.4:** Orbite moyenne décrite par le télescope spatial Hubble - Dessin Philippe VOLVERT

### I.8.3. Orbite géostationnaire

GEO (Geostationary Earth Orbit): orbite circulaire située à environ 36 000 km inclinée à environ  $0^\circ$  par rapport à l'équateur. Depuis la Terre, un satellite placé sur cette orbite paraît fixe. Il avance à la même vitesse que celle de la rotation de la Terre. C'est l'orbite des satellites de communications et de télévision essentiellement mais également météorologiques.



**Figure .I.5:** Orbite décrite par un satellite de télécommunications - Dessin Philippe VOLVERT

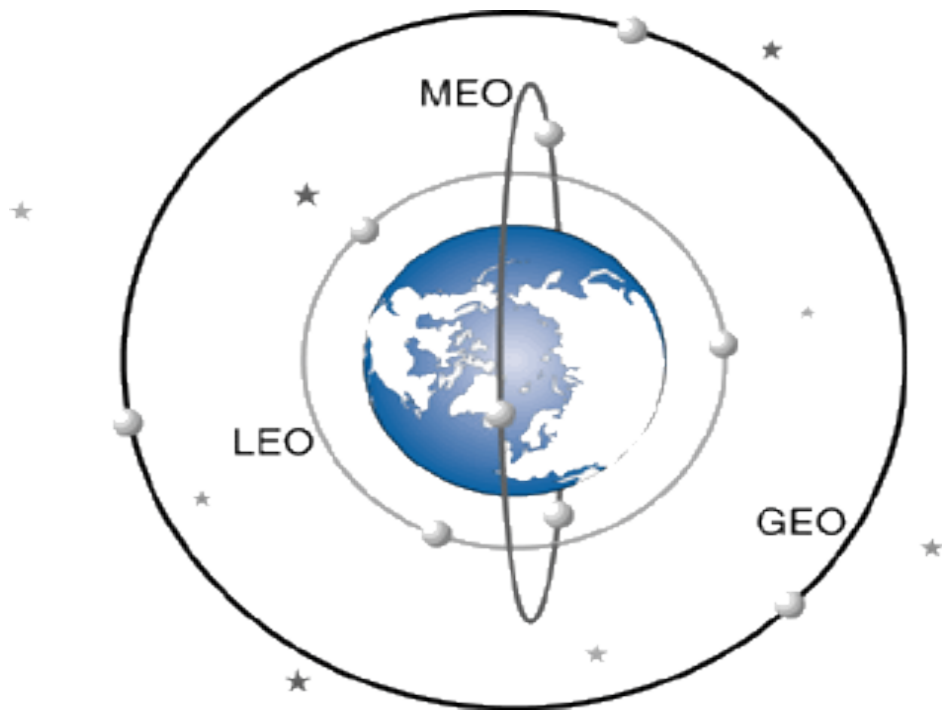


Figure .I.6 : Les orbites du satellite.

### I.9. Géométrie entre la terre et le satellite [15,16]

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

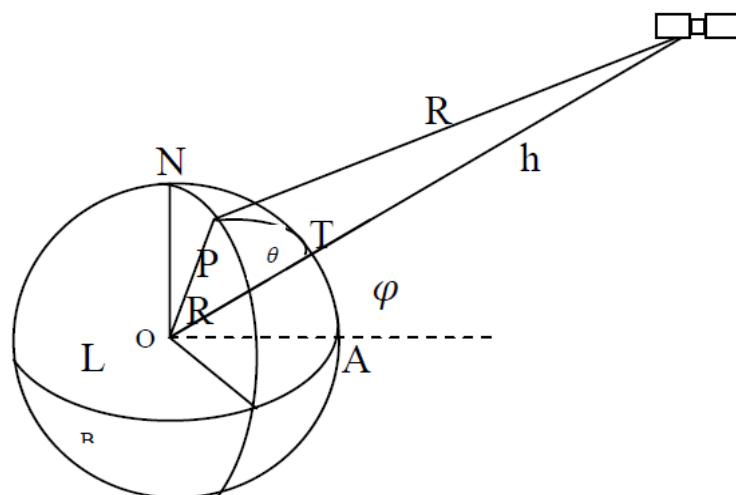


Figure .I.7: Géométrie entre la terre et le satellite

$\phi$  : 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

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

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

$$R = \sqrt{R_E^2 + r^2 - 2R_E r \cos \phi}$$

Avec :

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

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  $E$**  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.

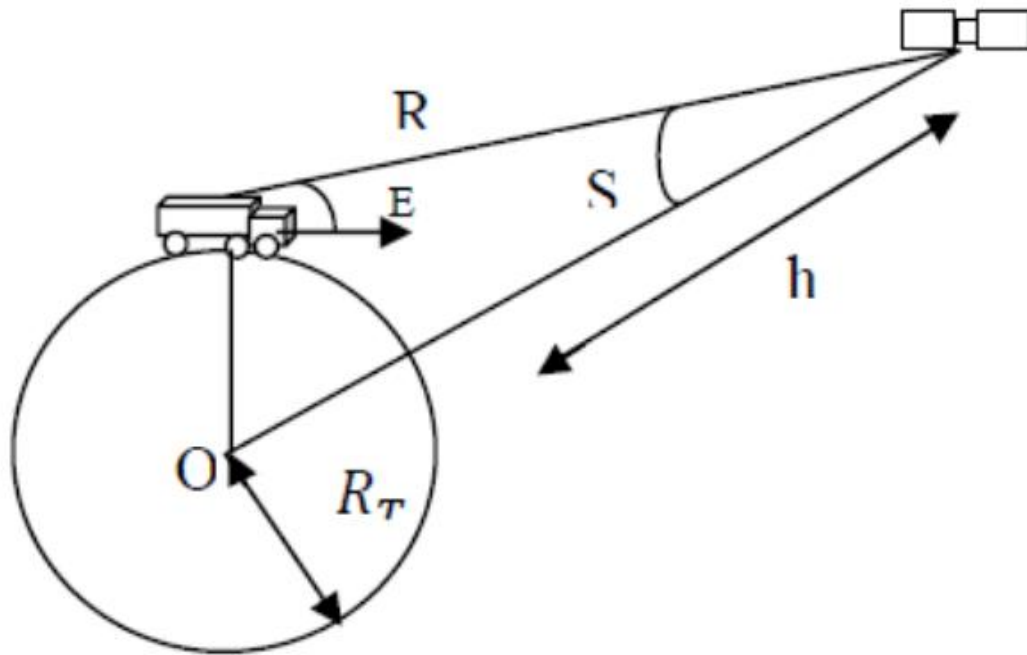


Figure .I.8: Angle de nadir et angle de site

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  $P$  [15].

## I.10. Positions des satellites

### I.10.1. Les trois lois de Kepler [5]

a) **Première loi ou loi des orbites** : Dans le référentiel héliocentrique, l'orbite de chaque planète est une ellipse dont l'un des foyers est occupé par le soleil.

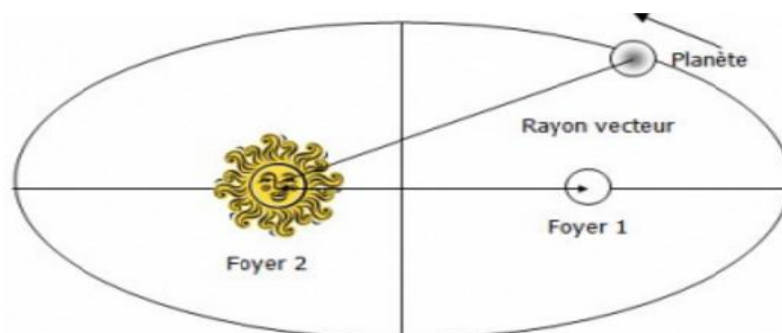


Figure .I.9: Loi de L'ellipse.

b) **Deuxième loi ou loi des aires** : Le mouvement de chaque planète est tel que le segment de droite reliant le soleil et la planète balaie des aires égale pendant des durées égales.

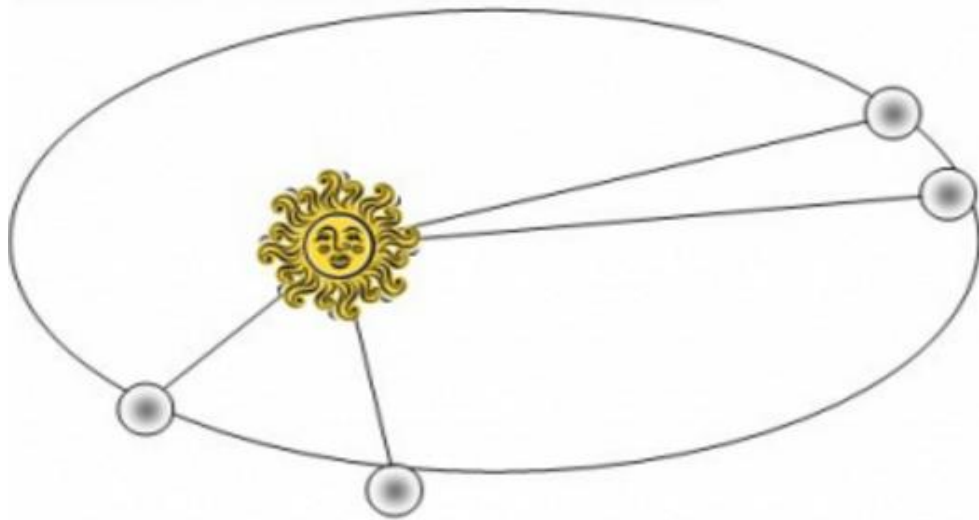


Figure .I.10: Loi des aires.

c) **Troisième loi ou loi des périodes** : Pour toutes les planètes, le rapport entre le cube du demi grande axe ( $a$ ) de la trajectoire et le carré de la période ( $T$ ) est le même.

$$\frac{T^2}{a^3} = cte$$

Cela signifie que l'on peut calculer le temps qu'il faudra au satellite pour effectuer une orbite (période) à partir de la moitié de la dimension du demi grand axe.

La loi indique que le satellite aura une vitesse plus lente aux altitudes les plus hautes et inversement une vitesse plus rapide aux altitudes plus basses.

### I.10.2. Position du satellite sur l'orbite

Dans le plan de l'orbite, en utilisant la notation de la figure (I.11). L'équation de l'orbite dans les coordonnées polaires est donnée par l'équation [3,15] :

$$r = a(1 - e^2)/(1 + e \cos v) \quad (m) \quad (I.1)$$

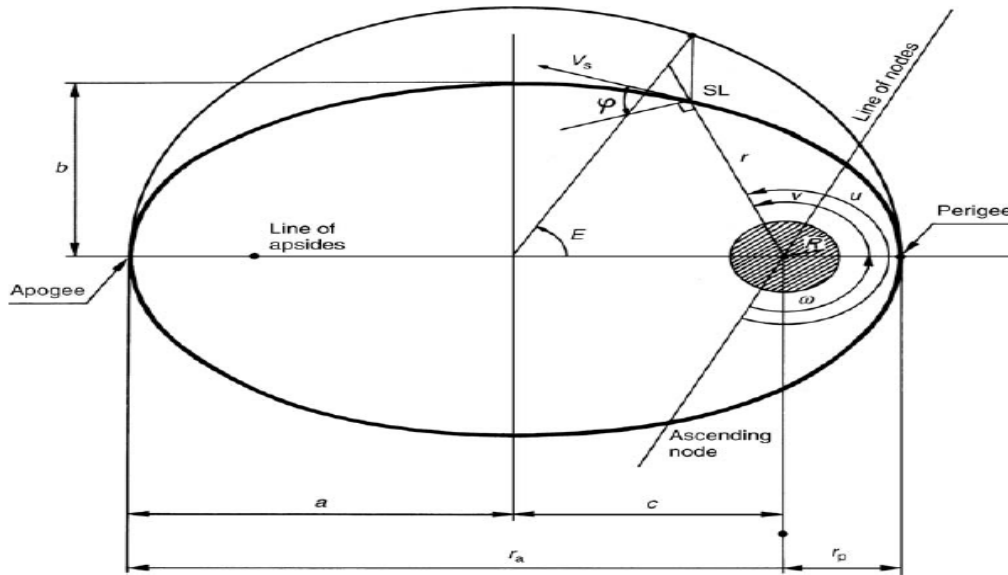


Figure .I.11: les paramètres qui définissent la forme de l'orbite

- **Anomalie vraie (V).** La position du satellite est déterminée par l'angle  $v$ , appelé l'anomalie vraie, un angle a compté dans la direction du mouvement du satellite de 0 à 360°, entre la direction du périégée et la direction du satellite.
- **Anomalie excentrique (E).** La position du satellite peut également être définie par l'anomalie excentrique  $E$ , qui est l'argument de l'image dans la cartographie qui transforme la trajectoire elliptique dans son cercle principal.

L'anomalie vraie  $v$  est liée à l'anomalie excentrique  $E$  par :

$$\cos v = (\cos E - e) / (1 - e \cos E) \tag{I.2}$$

Et par :

$$\tan\left(\frac{v}{2}\right) = \sqrt{[(1 + e)/(1 - e)]} \tan(E/2) \tag{I.3}$$

Réciproquement, l'anomalie excentrique  $E$  est liée à l'anomalie vraie  $v$  par :

$$\tan\left(\frac{E}{2}\right) = \sqrt{[(1 + e)/(1 - e)]} \tan(v/2) \tag{I.4}$$

Et par :

$$\cos E = (\cos v + e) / (1 + e \cos v) \tag{I.5}$$

En conclusion, la relation suivante évite des singularités dans les calculs :

$$\tan[(v - e)/2] = \left( \frac{A \sin E}{1 - A \cos E} \right) = (A \sin v)/(1 + A \cos v) \quad (\text{I.6})$$

Avec :

$$A = e/[1 + \sqrt{(1 - e^2)}] \quad (\text{I.7})$$

La distance  $r$  a partir de satellite a le centre de la terre peut être écrite :

$$r = a(1 - e \cos E) \quad (m) \quad (\text{I.8})$$

➤ **Mouvement moyen (n) :** Il est permis de définir le mouvement moyen du satellite  $n$  comme la vitesse moyen angulaire du satellite de la période  $T$  dans son orbite :

$$n = \frac{2\pi}{T} \text{ (rad/s)} \quad (\text{I.9})$$

➤ **Anomalie moyenne (M) :** La position du satellite peut être définie ainsi par l'anomalie  $M$  moyen qui est l'anomalie vraie d'un satellite dans une orbite circulaire de la même période  $T$ . L'anomalie moyenne est exprimée en fonction du temps  $t$  par :

$$M = \left( \frac{2\pi}{T} \right) (t - t_p) = n(t - t_p) \quad (\text{rad}) \quad (\text{I.10})$$

Où le  $t_p$  est l'instant du dépassement par le périégée.

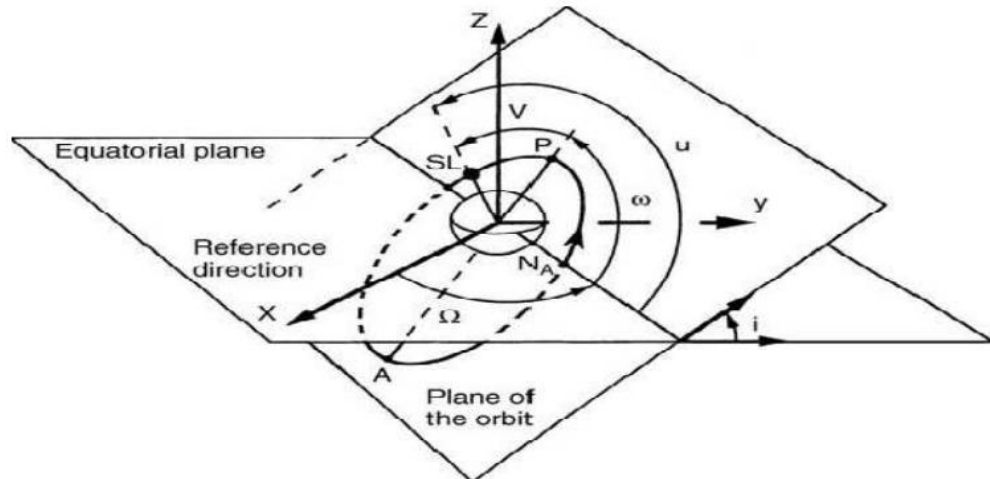
L'anomalie moyenne est liée à l'excentrique anomalie par l'équation de Kepler :

$$M = E - e \sin E \quad (\text{rad}) \quad (\text{I.11})$$

### I.10.3. 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  $\Omega$ .



**Figure .I.12:** 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 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.

$i$  : l'inclinaison.

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

$\omega$  : l'argument du périégée.

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



## I.11. Perturbations orbitales [17]

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

### I.11.1. Perturbation du troisième corps

La présence du soleil et de la lune provoque les 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 périhélie  $\omega$ . Pour les satellites d'orbites assez circulaires et d'attitude plus élevée qu'une géostationnaire, c'est cette perturbation qui prédomine.

### I.11.2. Perturbation due au non sphéricité de la terre

Pour les 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 périhélie.

### I.11.3. 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.

### I.11.4. Perturbations dues aux radiations solaires :

A 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 :

$$a = -4.5 \cdot 10^{-8} \cdot A/m \quad (\text{I.12})$$

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

**I.11.5. 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.12. Conclusion**

Le développement des télécommunications spatiales est confié initialement à des organismes internationaux.

Les progrès techniques et la forte croissance de l'activité permettent l'émergence dans les années 1970 de nombreuses sociétés d'envergure régionale. Le secteur des télécommunications spatiales fait vivre en 2016 une poignée de constructeurs de satellites qui se partagent un marché relativement stable d'une vingtaine de satellites géostationnaires par an et plusieurs dizaines d'opérateurs de satellites.

# Chapitre II

---

*Systeme de telecommunications optiques*

---

## II.1. Introduction

Parmi les plusieurs avantages offerts par les réseaux des satellites lasers par rapport aux réseaux des satellites standards est la simplicité de leurs structures, mais le principale inconvénient rencontré dans de tels réseaux, c'est que ces derniers souffrent continuellement des vibrations du système de pointage a cause des influences des sources internes et externes environnantes. Différents méthodes permettent de surmonter le problème de ces perturbations et d'améliorer par conséquent la qualité de la communication.

Dans ce chapitre, nous allons traiter les différentes sources internes et externes qui causent les vibrations du faisceau laser émis 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 [18,19]. 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 de pointage.

Une comparaison entre différentes constellations est reportée dans le tableau II.1.[20]

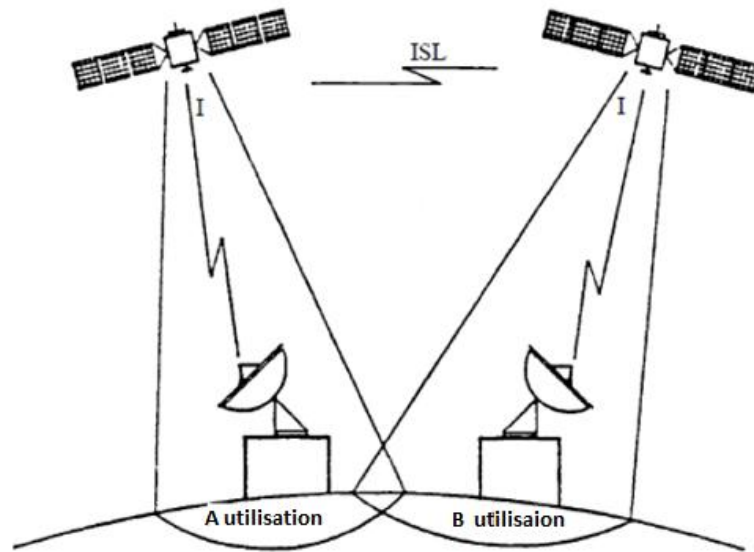
ystème	Altitude (Km)	Nombre de satellite	ISL	Possibilité de Handover	Coût Milliard \$	service
<b>IRIDIUM</b>	780	66	oui	oui	3.4	voix, données, fax, paging, service de messagerie, localisation de position
<b>TELEDESIC</b>	695-705	840	oui	oui	9	voix, données, fax, paging, vidéo
<b>GLOBALSTAR</b>	1389	48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

Le lien inter satellite est une connexion directe entre deux satellites dans l'espace. Le but principal d'employer ISLs dans un système de communication par satellite est l'accomplissement d'une connectivité plus souple [16], 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 réussies pas à couvrir toute la zone [2].

Le premier lien inter satellite a été réalisé en janvier 1975 entre les deux satellites Oscar 6 et Oscar 7 [21]. Il y a généralement deux types de lien inter satellite : 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 [16]. La figure (II.1) montre un schéma simplifié de ce concept.



**Figure .II.1:** Lien inter satellite (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. Et à cause du petit rayon de divergence du faisceau, la poursuite spatiale et 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 des vibrations des satellites

Les satellites lasers vibrent continuellement à cause des sources environnantes. Les sources sont divisées en deux types : des sources externes et des sources internes.

### II.4.1. Les sources externes

Ces sources sont nombreuses et distinctes et on peut citer quelques unes [3,23].

- L'asymétrie de l'attraction terrestre.
- L'attraction du soleil, de la lune, de la terre et des autres corps célestes.
- La pression de la radiation solaire.
- La traînée aérodynamique.

- La dilatation et le rétrécissement de la structure du satellite a cause des variations des température.
- L'impact des micro-météores.

#### a- Asymétrie de l'attraction terrestre [8]

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

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

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 =  $2\pi/T = \sqrt{(\mu/a)^2}$

$T$  : 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.

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

#### b- Attraction de la lune et du soleil [8]

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.2).

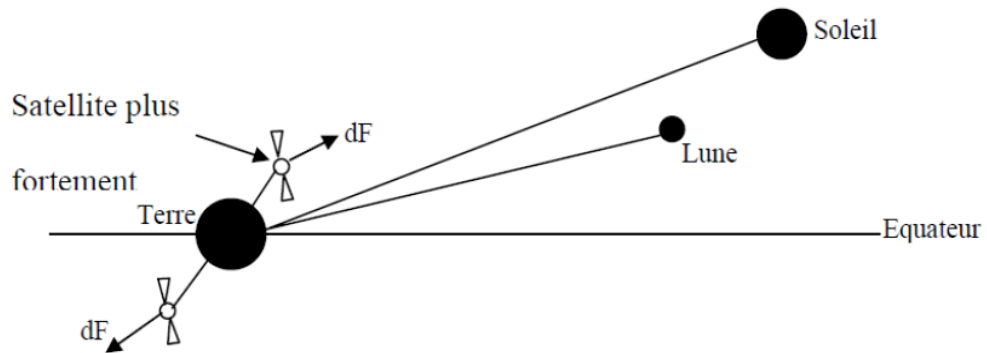


Figure II.2: Effet de l'attraction de la lune et du soleil.

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° par an.

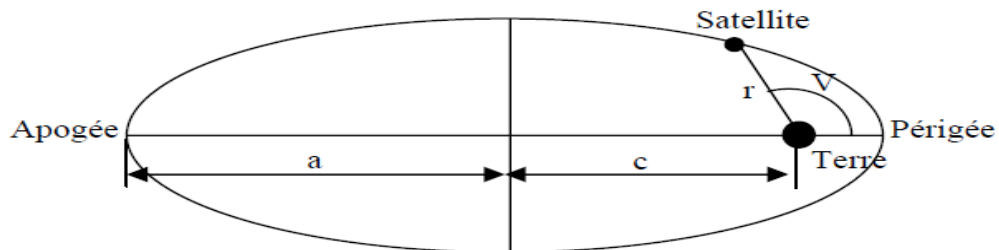


Figure II.3: Détermination de la forme de l'ellipse et de la position du satellite Sur l'orbite

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 :

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

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

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



**c- Pression des radiations solaires [8]**

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  $\Gamma$  ( $m/S^2$ ) 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  $2 \cdot 10^{-2} m^2/Kg$ ; l'accélération due à la radiation solaire est de l'ordre de  $10^{-7} m/S^2$ , 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  $100 m^2$  pour une masse de 1000kg par exemple), le rapport  $S_a/m$  est de l'ordre de  $10^{-1} m^2/Kg$ ; l'effet essentiel dans ce cas est de modifier l'excentricité de l'orbite, qui évolue cycliquement avec une période de un an.

**d- Traînée aérodynamique [8]**

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 :

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

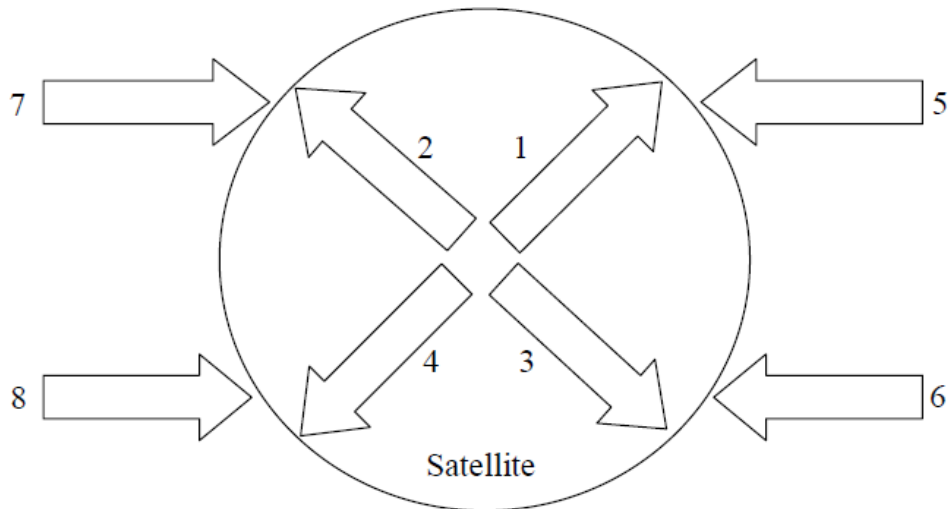
Où  $\rho_A$  est la masse volumique de l'atmosphère,  $C_D$  le coefficient de traînée aérodynamique,  $A_e$  la surface équivalente du satellite perpendiculaire à la vitesse,  $V$  la vitesse du satellite par rapport à l'atmosphère. L'effet principal du frottement atmosphérique est une décroissance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

### II.4.2. Les sources internes

Ces sources comportent [11, 20, 24, 25]

- 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.

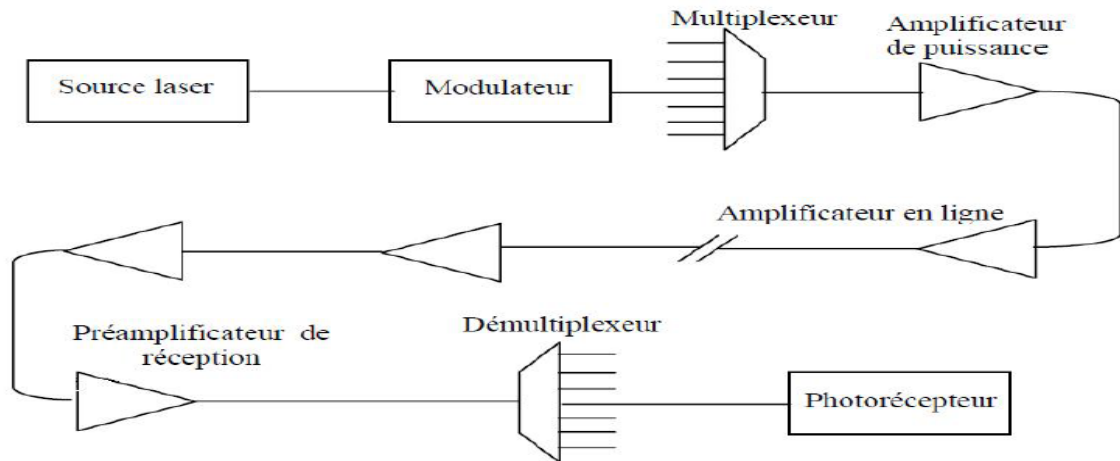


**Figure. II.4:** Les sources des vibrations

- 1- Les opérations des sous-ensembles constituant le satellite ;
- 2- Les impacts et les vibrations dus aux différents bruits internes ;
- 3- Les bruits du système de poursuite ;
- 4- Les vibrations des antennes du système de pointage ;
- 5- La traînée aérodynamique ;
- 6- La pression de la radiation solaire ;
- 7- L'attraction du soleil, de la lune et des autres corps célestes ;
- 8- L'asymétrie de l'attraction terrestre.

## II.5. Structure standard d'un système de transmission numérique dans les réseaux des satellites lasers [11,25]

La figure (II.5) représente la structure standard d'un système de transmission numérique dans les réseaux des satellites lasers.



**Figure. II.5:** structure générale d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers.

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

- Une source (diode laser) et un modulateur permettant d'imprimer l'information à transmettre sur la porteuse optique. La modulation utilisée est une modulation par tous ou rien, l'un des états de la donnée binaire étant associé à la transmission d'une certaine intensité, l'autre à l'absence de signal. En pratique, l'émetteur est caractérisé par un taux d'extinction, écart (en décibel) entre la puissance transmise dans chacun des deux états, qui n'est pas fini. Dans le cas d'un système WDM (Wave length 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 ligne insérés le long de la fibre pour en compenser l'atténuation. La distance entre amplificateurs, est une caractéristique essentielle de la liaison.
  - En général un préamplificateur (optique) de réception ;

- Dans le cas d'un système WDM, un dé multiplexeur qui permet de séparer les différents canaux ;
- Pour chaque canal, un photorécepteur qui convertit le signal optique en un signal électrique qui après filtrage et échantillonnage, permet de restituer l'information transmise.

### II.5.1. Le bruit dans les photodiodes [26]

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.6) indique les différents bruits qui apparaissent au cours de la détection et de l'amplification du signal.

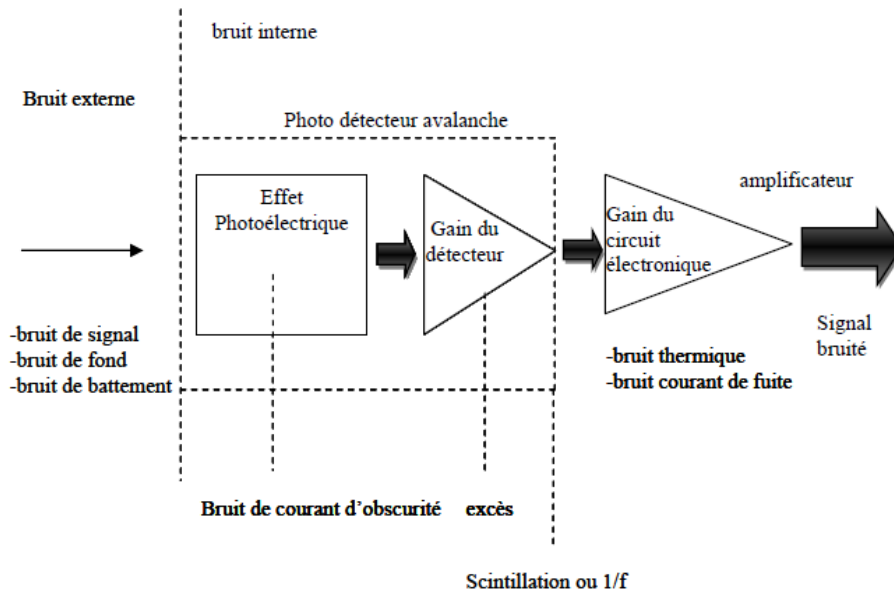
Le bruit fond, important en propagation ouverte, est négligeable en propagation guidée si le guidage commence à proximité immédiate de la source et si le guide est imperméable aux rayonnements extérieurs.

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 [27].



**Figure. II.6:** Diagramme des différents bruits qui apparaissent au cours de la détection amplification optique

### II.5.2. Amplification optique

L'amplification est une fonction essentielle en transmission et d'importants efforts de recherche ont été consacrés au cours de quarante dernières années à la mise au point d'amplificateurs optiques. L'amplificateur à semi-conducteurs, qui a fait l'objet de nombreux travaux depuis le début des années 1970, n'a pas connu beaucoup de développements en tant qu'amplificateur inséré dans un système de transmission, si l'on excepte quelques démonstrations dans la fenêtre des 1.3  $\mu\text{m}$ , où il n'existe pas d'amplificateurs 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, régénération ...), la réalisation de ces fonctions mettant en oeuvre des effets non linéaires.

L'amplificateur à fibre dopée, apparu à la fin des années 1980, et très rapidement passé au stade industriel : il constitue aujourd'hui un dispositif clé de tous les futurs réseaux de telecommunications optiques ([3, 28]). 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 ces derniers), d'autre part son bruit faible et voisin des limites théoriques.

D'abord, l'amplificateur optique permet de dépasser la limite imposée l'atténuation de la fibre puisque la puissance envoyée en ligne peut être considérablement augmenté et que le

signal peut être ré amplifié 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.

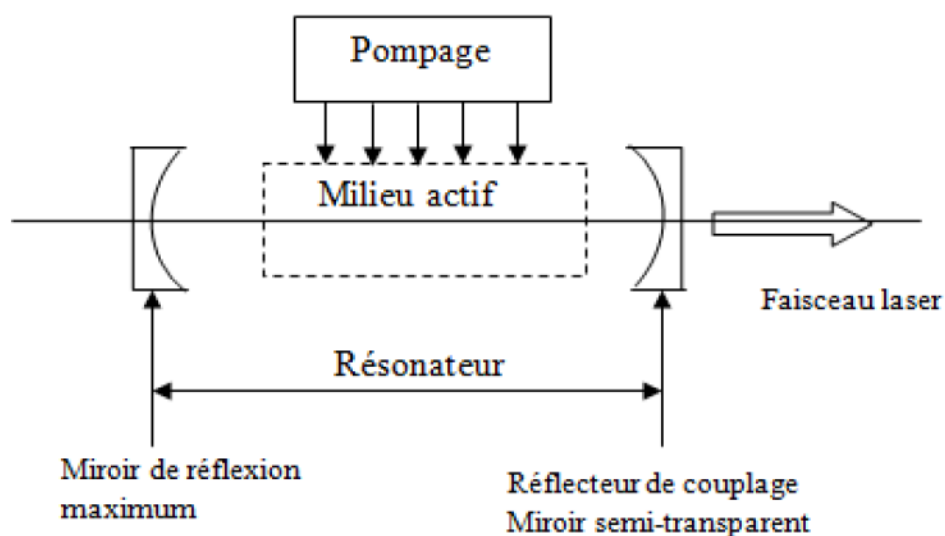
En suite, utilisé comme préamplificateur, il améliore considérablement la sensibilité des photorécepteurs, en dépassant la limite imposée par le bruit thermique. C'est cette propriété qui a enlevé la plus grande partie de leur intérêt aux recherches sur la réception.

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 [27].

### II.5.3. 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, 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.



**Figure. II.7:** Schéma de principe de fonctionnement d'une source laser.

## II.6. Structure développée d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers [29]

A cause des vibrations continues du faisceau laser émis dans les réseaux des satellites lasers, plusieurs améliorations ont été introduites dans leurs structures standards afin de réduire les effets de ces vibrations et améliorer la qualité de communication.

Les figures (II.8.a) et (II.8.b) représentent les structures développées de l'émetteur et du récepteur dans les réseaux des satellites lasers [11, 29].

Le modèle de récepteur (II.8.b) comporte : un télescope, un filtre passe bande optique, un amplificateur optique, un filtre passe bande optique, une photodiode (PIN), un amplificateur électrique, un filtre électrique et un circuit de décision.

Le modèle de l'émetteur (II.8.a) comporte : un émetteur laser, télescope à éléments en phase (telescope phased array), unité de contrôle et un générateur des vibrations aléatoires.

Le message arrive à l'entrée de l'émetteur, ce dernier convertit le signal électrique en un signal optique en utilisant le laser, ensuite le télescope émetteur colmate les radiations lasers vers la direction du satellite récepteur. L'unité de contrôle adapte le gain du télescope émetteur aux amplitudes des vibrations aléatoires, ce qui fait diminuer les effets de ces dernières et améliorer 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 grenaille 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 thermique dont une importante partie sera éliminée par un filtre optique se trouvant à la sortie de l'amplificateur optique. Après le filtrage, le signal optique sera converti par une photodiode en un signal électrique, ce dernier va être amplifié par un amplificateur électrique avant de subir une autre opération de filtrage par un filtre électronique afin de supprimer une partie du bruit thermique créé par l'amplificateur électrique, enfin le circuit de décision décide selon l'amplitude du signal électrique obtenu le type du bit reçu 1 ou 0.

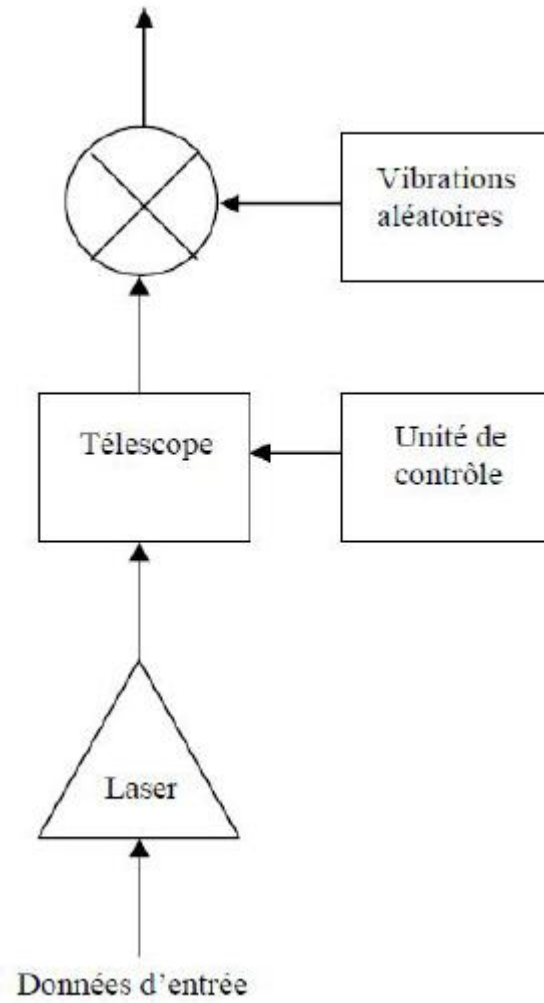


Figure. II.8.a: Modèle de l'émetteur



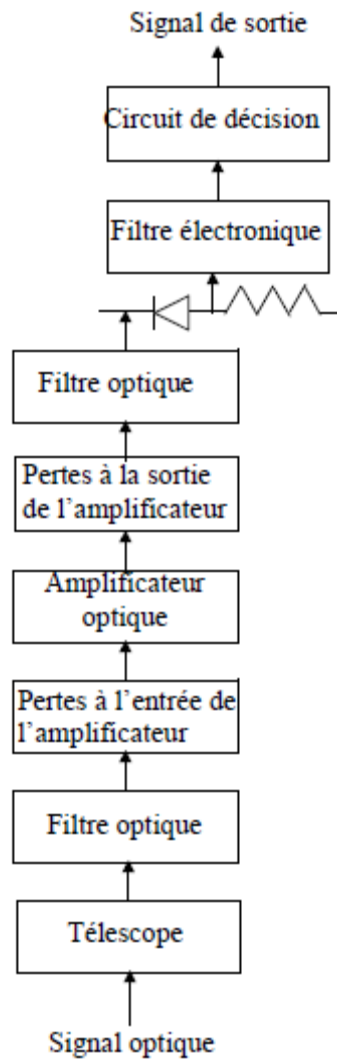


Figure. II.8.b: Modèle de récepteur

## II.7. Conclusion

A l'avenir, les liaisons à large bande par satellite seront nécessaires aussi bien pour la mise en réseau des satellites géostationnaires que pour la communication avec des plateformes en orbite moins élevée, si l'on veut répondre au besoin grandissant en capacité de transfert de données dans les domaines des télécommunications, de la navigation, de l'observation de la Terre, de la météorologie et des vols habités.

# Chapitre III

---

## *Optimisation de l'ouverture de Télescope*

---

### 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

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

Le model de Rayleigh est utilise souvent lorsque le bruit de poursuite est le bruit dominant [3].

L'erreur dans l'angle d'élévation suit une loi de distribution normale avec une densité de probabilité donnée par l'équation [28]:

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

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 [28] :

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

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 :

$$\theta = \sqrt{\theta_V^2 + \theta_H^2} \quad (\text{III.3})$$

Par symétrie nous avons :

$$\sigma_V = \sigma_H = \sigma_\theta \quad (\text{III.4})$$

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 :

$$f(\theta) = \frac{\theta}{\sigma_\theta^2} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2}\right) \quad (\text{III.5})$$

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 [3] :

$$f(\theta) = (2\pi \sigma_\theta^2)^{0.5} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2}\right) \quad (\text{III.6})$$

Dans le système de pointage, les amplitudes des vibrations qui représentent à la fois les déviations du signal de pointage sont données par [30] :

$$\sigma_\theta^2 = \frac{1}{SF^2 \cdot SNR} \quad (\text{III.7})$$

Où :

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

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

La puissance optique reçue par le satellite récepteur est :

$$P_R = K_1 K_2 P_T G_T \quad (\text{III.8})$$

Où

$$K_1 = \eta_T \eta_R \left( \frac{\lambda}{4\pi Z} \right) G_R \quad (\text{III.9})$$

Où

$\lambda$  est la longueur d'onde,  $P_T$  est l'émetteur Puissance optique,  $Z$  est la distance entre les satellites,  $\eta_T$  Est l'efficacité optique de l'émetteur, et  $\eta_R$  est L'efficacité optique du récepteur.

Le facteur de perte de pointage est [22] :

$$K_2 = \exp(-G_T \cdot \theta^2) \quad (\text{III.10})$$

Où

$\theta$  est l'angle d'erreur de pointage radial. Ce facteur Définit l'atténuation du signal reçu car De mauvaise directionnalité.

Le gain de l'émetteur est :

$$G_T = \left( \frac{\pi D_T}{\lambda} \right)^2 \quad (\text{III.11})$$

Où

$D_T$  est le diamètre de l'ouverture de l'émetteur. Le gain du destinataire est :

$$G_R = \left( \frac{\pi D_R}{\lambda} \right)^2 \quad (\text{III.12})$$

Où

$D_R$  est le diamètre de l'ouverture du récepteur.

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

$$F_G = \frac{G_T}{G_{T0}} \quad (\text{III.13})$$

Où

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

$$G_{T0} = \left( \frac{\pi \cdot D_{T0}}{\lambda} \right)^2 \quad (\text{III.14})$$

$D_{T0}$  : 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 [28] :

$$BER \approx \frac{1}{2} \int_0^\infty \left( 1 - \operatorname{erf} \left( \frac{R \cdot P_1(\theta) - P_0(\theta)}{\sqrt{2} \cdot (\sigma_1(\theta) - \sigma_0(\theta))} \right) \right) \cdot f(\theta) d(\theta) \quad (\text{III.15})$$

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 de la photo détectrice.

La fonction d'erreur est donnée par :

$$\operatorname{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \cdot \int_0^x \exp(-y^2) dy \quad (\text{III.16})$$

En remplaçant (III.16) dans (III.15), on aura :

$$BER \approx \frac{1}{2} \int_0^\infty \left( 1 - \left( \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x \exp(-y^2) dy \right) \right) \cdot f(\theta) d\theta \quad (\text{III.17})$$

tel que :

$$x = \frac{R \cdot (P_1(\theta) - P_0(\theta))}{\sqrt{2} \cdot (\sigma_1(\theta) - \sigma_0(\theta))} \quad (\text{III.18})$$

En remplaçant (III.5) dans (III.17) :

$$BER \approx \frac{1}{2} \int_0^\infty \left( 1 - \left( \frac{2}{\pi} \int_0^x \exp(-y^2) dy \right) \right) \cdot \frac{\theta}{\sigma_0^2} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_0^2}\right) d\theta \quad (\text{III.19})$$

Pour simplifier l'équation (III.19), nous supposons que :

$$P_0(\theta) = 0 \quad (\text{III.20})$$

$$P_1(\theta) = P_R \quad (\text{III.21})$$

$$H = \sigma_1(\theta) / \sigma_0(\theta) \quad (\text{III.22})$$

L'équation (III.18) devient :

$$x = \frac{R \cdot P_R}{\sqrt{2} \cdot \sigma_0(\theta) \cdot (1+H)} = \frac{R \cdot P_T \cdot \eta_T \cdot \eta_R \cdot \left(\frac{\lambda}{4 \cdot \pi \cdot Z}\right)^2 \cdot G_T \cdot G_R \cdot \exp(-G_T \cdot \theta^2)}{\sqrt{2} \cdot \sigma_0(\theta) \cdot (1+H)} \quad (\text{III.23})$$

A partir de (III.13), on aura :

$$x = \frac{R \cdot P_T \cdot \eta_T \cdot \eta_R \cdot \left(\frac{\lambda}{4 \cdot \pi \cdot Z}\right)^2 \cdot G_{T0} \cdot G_R \cdot F_G \cdot \exp(-G_{T0} \cdot F_G \cdot \theta^2)}{\sqrt{2} \cdot \sigma_0(\theta) \cdot (1+H)} = Q \cdot F_G \cdot \exp(-G_{T0} \cdot F_G \cdot \theta^2) \quad (\text{III.24})$$

$F_G$  est un paramètre qui définit le gain de télescope émetteur par rapport à son gain initial.

On peut définir le facteur de qualité par :

$$Q = \frac{R.P_T.\eta_T.\eta_R.\left(\frac{\lambda}{4.\pi.Z}\right)^2.G_{T0}.G_R}{\sqrt{2}.\sigma_\theta(\theta).(1+H)} \quad (III.25)$$

En remplaçant (III.24) dans (III.19), on aura :

$$BER \approx 0.5 - \frac{1}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[ \int_0^{(Q.F_G.\exp(-G_{T0}.F_G.\theta^2))} \exp(-y^2) dy \right] \frac{\theta}{\sigma_\theta^2} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2}\right) d\theta \quad (III.26)$$

Suivant Chan et Gardner [22], nous définissons une nouvelle variable :

$$u = \frac{\theta}{(\sqrt{2}.\sigma_\theta)} \quad (III.27)$$

On aura :

$$BER \approx 0.5 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[ \int_0^{(Q.F_G.\exp(-2\sigma_\theta^2.G_T.u^2).F_G)} \exp(-y^2) dy \right] . u. \exp(-u^2) du \quad (III.28)$$

Nous définissons deux nouvelles variables S et k tel que :

$$k = Q.F_G \quad (III.29)$$

$$S = \frac{2\sigma_\theta^2.G_T}{Q} \quad (III.30)$$

L'équation (II.28) devient :

$$BER \approx 0.5 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[ \int_0^{(k.\exp(-s.k.u^2))} \exp(-y^2) dy \right] u. \exp(-u^2) du \quad (III.31)$$

En dérivant l'équation (III.31) par rapport à k, on obtient :

$$\frac{\partial BER}{\partial k} = 0 \approx \frac{\partial}{\partial k} \left[ 0.5 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[ \int_0^{(k.\exp(-s.k.u^2))} \exp(-y^2) dy \right] u. \exp(-u^2) du \right] \quad (III.32)$$

En simplifiant l'équation (III.32), on obtient :

$$\frac{\partial BER}{\partial k} = 0 \approx \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[ \frac{\partial}{\partial k} \int_0^{(k.\exp(-s.k.u^2))} \exp(-y^2) dy \right] . u. \exp(-u^2) du \quad (III.33)$$

En utilisant les règles de Leibnitz pour la dérivation des intégrales, l'équation (III.33) devient [28] :

$$\frac{\partial BER}{\partial k} = 0 \approx \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[ u. (1 - k.s.u^2) \exp(k^2 \exp(-2.k.s.u^2) - u^2(1 + k.s)) \right] du \quad (III.34)$$

Cette dérivation définit la valeur de k pour laquelle on aura un BER minimal. En résolvant numériquement l'équation (III.34) on aura [28] :

$$k_{optimal} = \frac{1.56}{\sqrt[3]{S}} \quad 0.01 \leq s \leq 0.1 \quad (III.35)$$

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

S :est facteur pour simplifie les équations.

A partir des équations (III.29), (III.30), et (III.35) nous trouverons :

$$F_G = 1.24 \sqrt[3]{\frac{1}{Q^2 \cdot \sigma^2 \cdot G_{T0}}} \quad (\text{III.36})$$

En utilisant (III.7) nous trouverons l'expression du facteur du gain en fonction du SNR tel que :

$$F_G = 1.24 \sqrt[3]{\frac{SF^2 \cdot SNR}{Q^2 G_{T0}}} \quad (\text{III.37})$$

A partir des équations (III.11), (III.13), (III.14) et (III.36) nous trouverons l'expression de l'ouverture optimal du télescope émetteur en fonction des amplitudes des vibrations  $\sigma_\theta^2$  tel que :

$$D_T = 1.11 \cdot \left( \frac{1}{Q^2 \cdot G_{T0} \cdot \sigma_\theta^2} \right)^{\frac{1}{6}} \cdot D_{T0} \quad (\text{III.38})$$

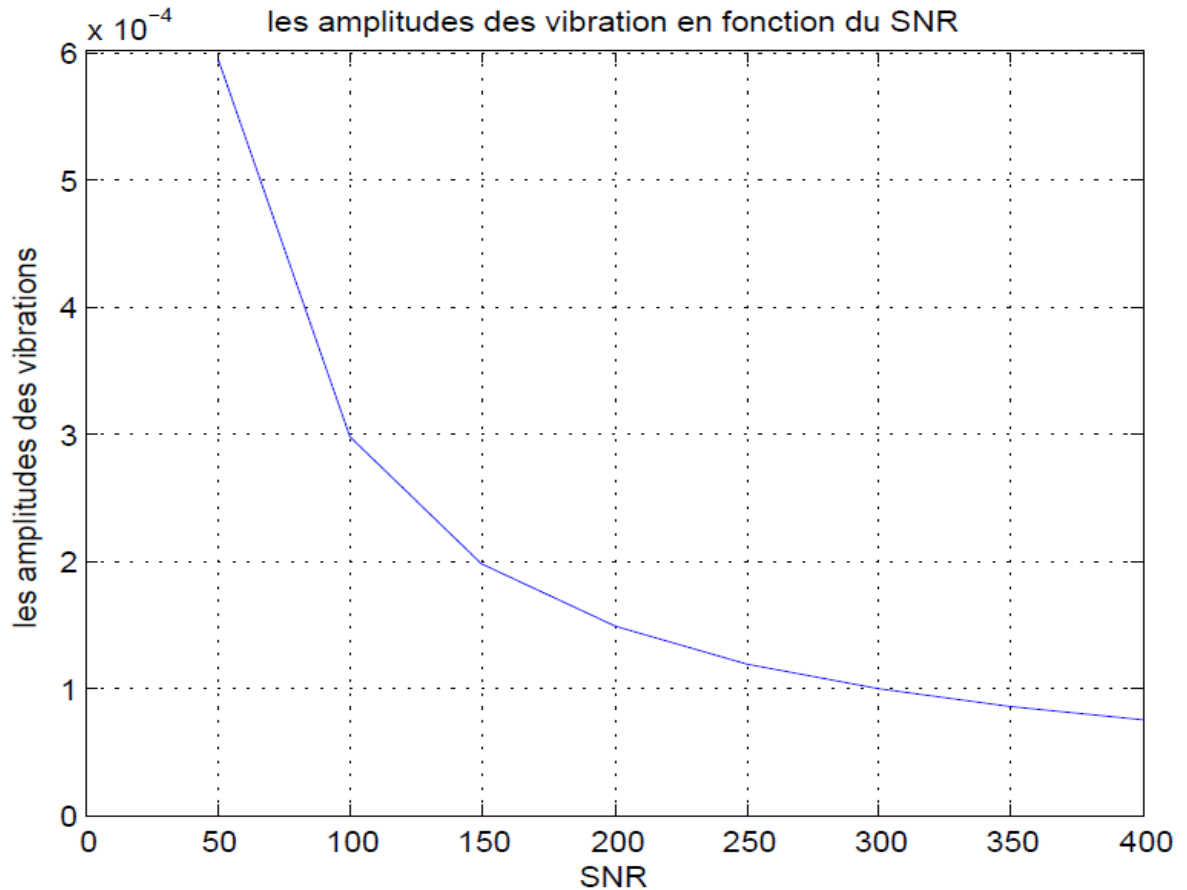
En utilisant (III.7) nous trouverons l'expression de l'ouverture optimale du télescope émetteur en fonction du rapport signal sur bruit:

$$D_T = 1.11 \left( \left( \frac{SF}{Q} \right)^2 \cdot \left( \frac{SNR}{G_{T0}} \right) \right)^{\frac{1}{6}} \cdot D_{T0} \quad (\text{III.39})$$

### III.3. Interprétation des résultats

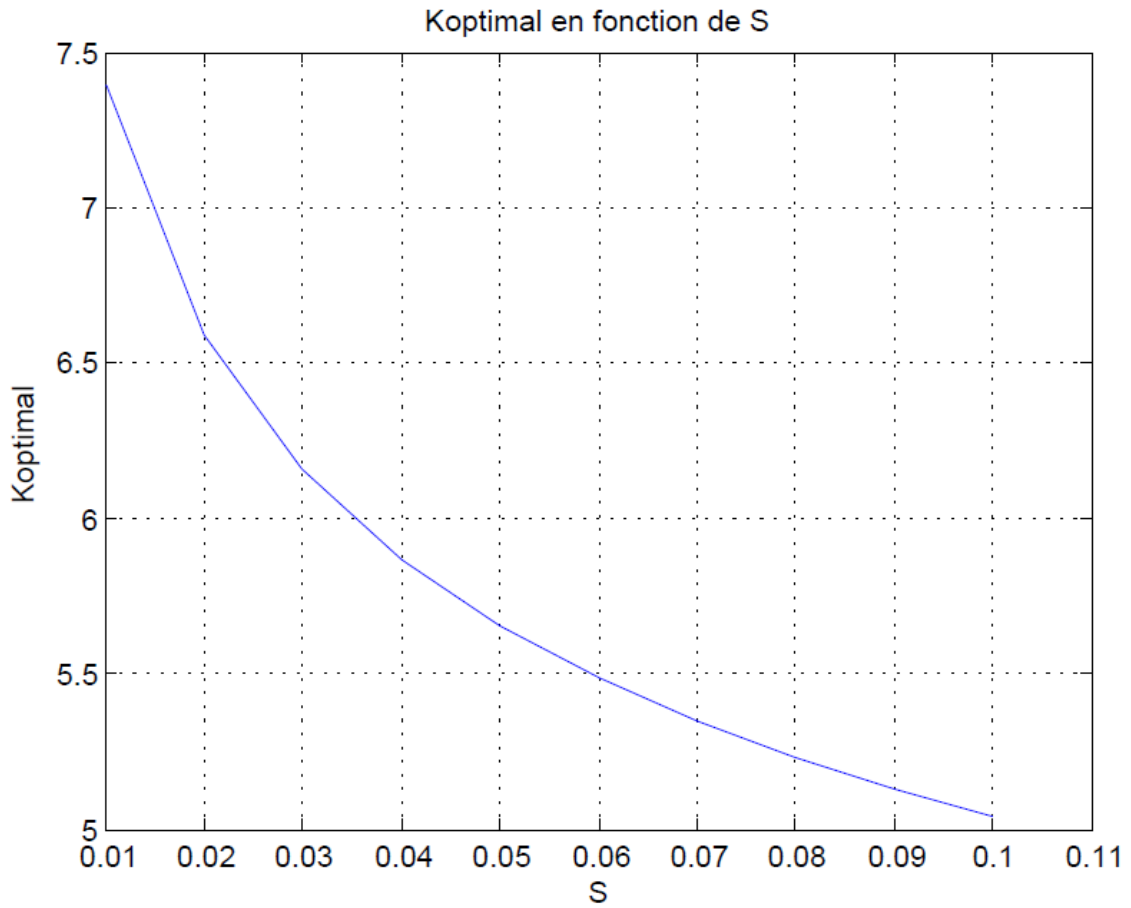
La figure (III.1) représente les variations des amplitudes des vibrations en fonction du rapport signal sur bruit du système SNR.





**Figure.III.1:** Les amplitudes des vibrations en fonction de SNR

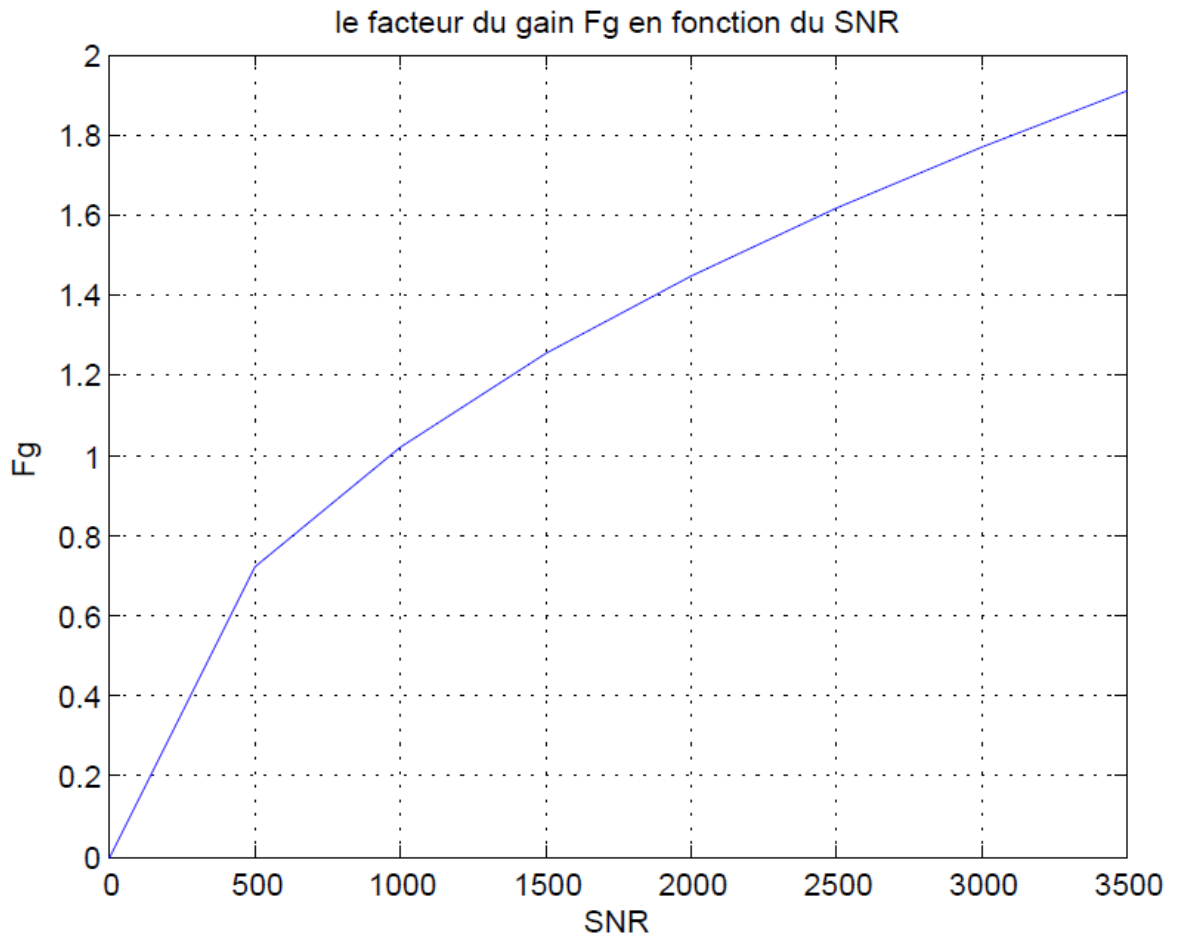
A partir de cette courbe, il est constaté que les amplitudes des vibrations varient inversement avec le rapport SNR du système et cela est dû au fait que lorsqu'un corps interstellaire tel que : le soleil, la lune, la terre ou l'une des étoiles se trouve dans le champ de poursuite du satellite, la puissance du bruit augmente, ce qui démunie le rapport SNR du système d'une part et augmente les amplitudes des vibrations du faisceau laser émis dans le plan récepteur d'autre part.



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

On constate que pour des valeurs S variant entre 0.01 et 0.1, le facteur Koptimal varie inversement entre 5 et 7.5

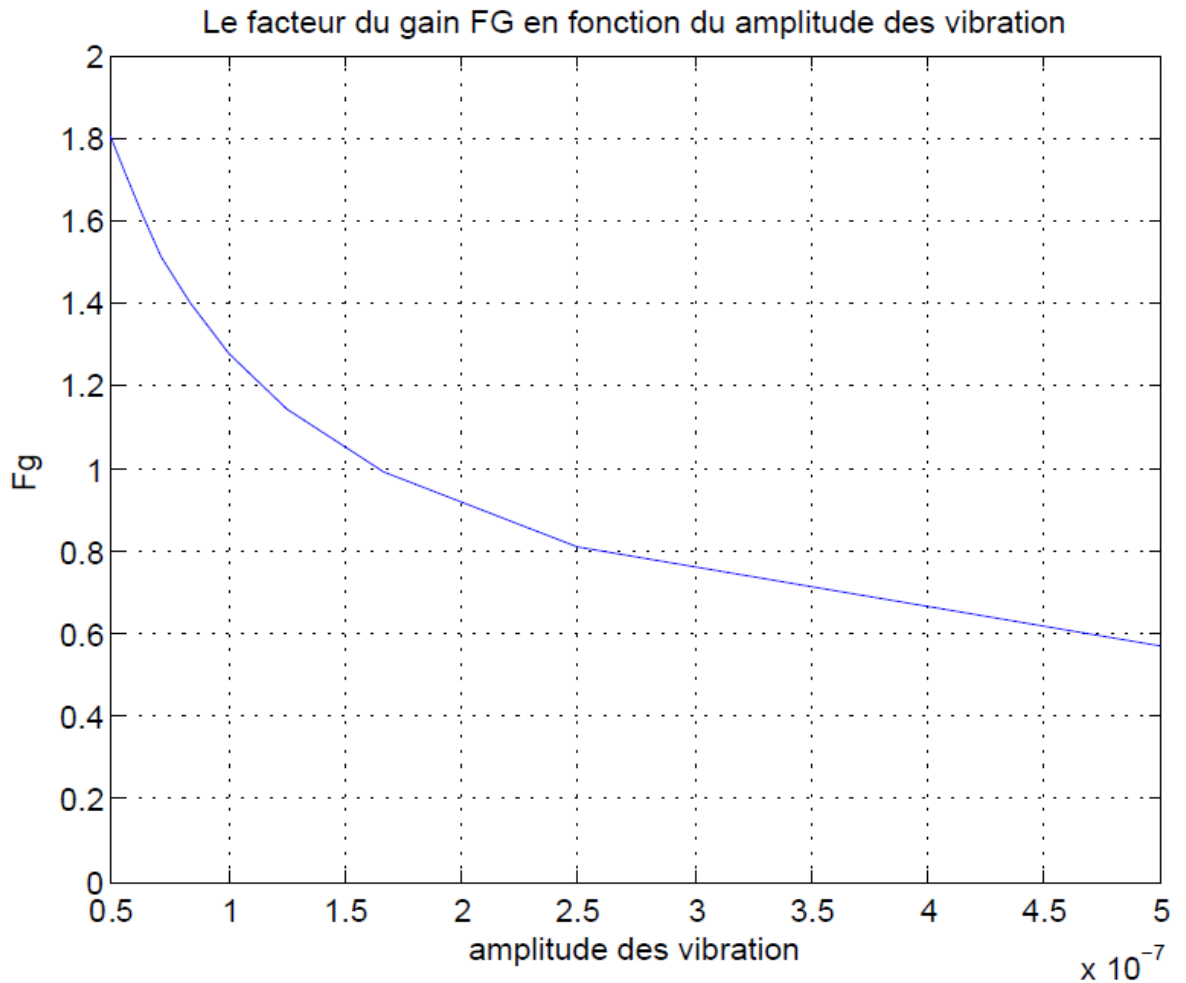
La figure (III.3) représente les variations du facteur du gain  $F_G$  défini comme le rapport entre le gain du télescope émetteur adapté aux amplitudes des vibrations et le gain du télescope émetteur non adapté aux amplitudes des vibrations en fonction du rapport signal sur bruit.



**Figure.III.3:** Le facteur du gain optimal  $F_G$  en fonction de 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.

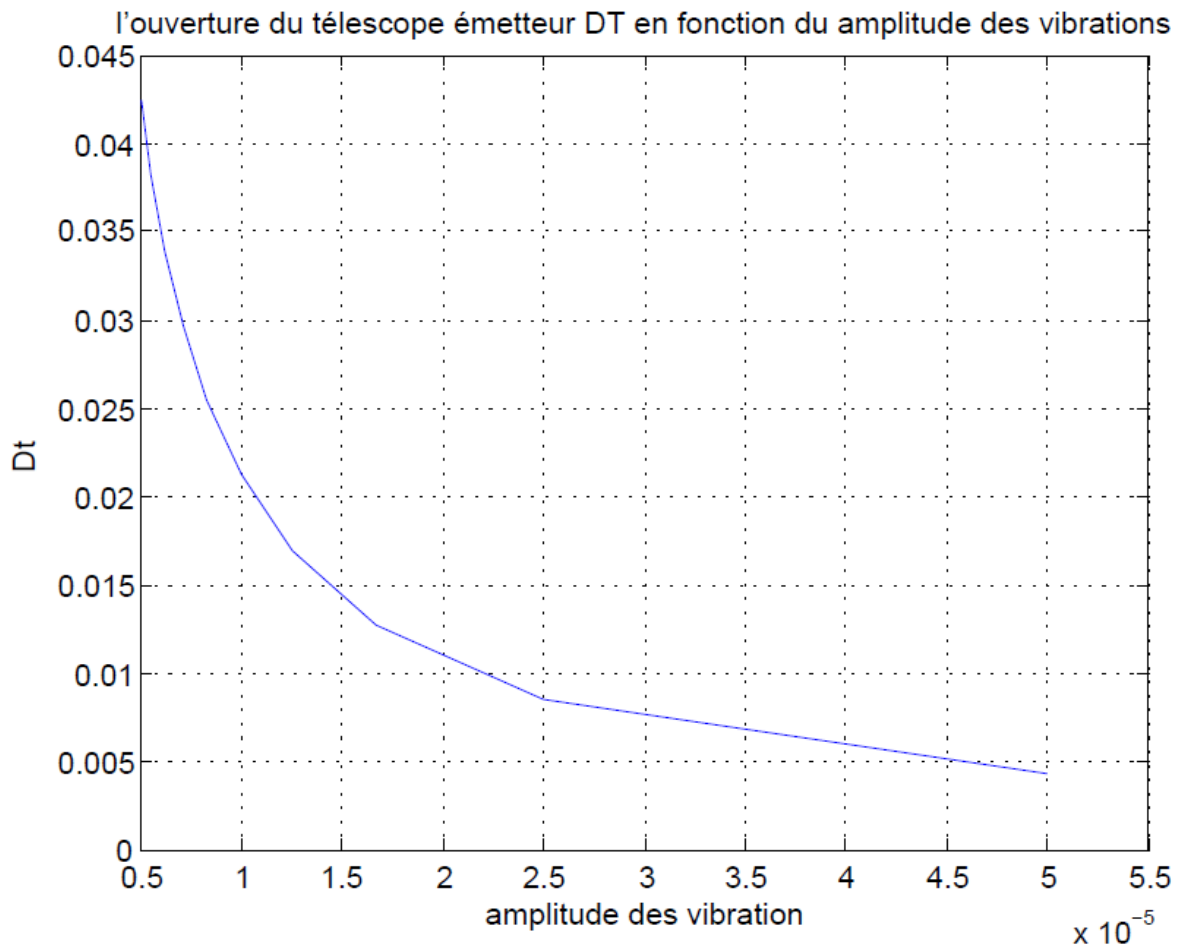
La figure (III.4) représente les variations du facteur du gain optimal  $F_G$  en fonction des amplitudes des vibrations.



**Figure.III.4:** Le facteur du gain optimal  $F_G$  en fonction des amplitudes des vibrations

A partir de cette courbe, on remarque que le facteur  $F_G$  n'est pas constant, mais varie inversement avec les amplitudes des vibrations pour que le gain de télescope émetteur  $G_T$  puissent s'adapter aux variations aléatoires.

La figure (III.5) représente les variations de l'ouverture du télescope émetteur  $D_T$  en fonction des amplitudes de vibrations.



**Figure.III.5:** 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.

### Conclusion

Dans ce chapitre nous avons amélioré 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.

Pour obtenir un taux de bit d'erreur BER (Bit Error Rate) minimal en dissipant le minimum de puissance possible, Dans le cas de l'utilisation des réseaux des satellites lasers.

# Chapitre IV

---

*Maximisation de la bande passante pour  
la communication par satellite laser*

---

### IV.1. Introduction

Parmi les avantages les plus importants de la communication par satellite est la bande passant large.

Dans ce chapitre, nous allons développer des modèles mathématiques qui permettent d'analyser et de maximiser la bande passante du système de communication avec les variations des amplitudes de vibrations.

### IV.2. Maximisation de la bande passante pour la Communication par Satellite Laser [4]

Ce modèle permet d'adapter la bande passante et le gain de l'émetteur au changement de l'amplitude de vibration. Dans cette étude on utilise le modèle de vibration précédent.

Au début de cette section le BER est calculé en fonction de la densité de probabilité d'amplitude de la vibration.

Nous supposons que le récepteur comprend une photo détectrice en mode de détection directe, avec un schéma de modulation OOK.

Dans ces systèmes, le BER pour un seuil optimal du récepteur est :

$$BER \approx \frac{1}{2} \int_0^{\infty} \left( 1 - \operatorname{erf} \left( \frac{\mu_1(\theta) - \mu_0(\theta)}{\sqrt{2}(\sigma_1(\theta) + \sigma_0(\theta))} \right) \right) f(\theta) d\theta \quad (\text{IV.1})$$

Où

$\mu_1$  : Le signal électrique reçu dans le cas de l'émission du bit 1.

$\sigma_1$  : L'écart type du bruit reçu dans le cas de l'émission du bit 1.

$\mu_0$  : Le signal électrique reçu dans le cas de l'émission du bit 0.

$\sigma_0$  : L'écart type du bruit reçu dans le cas de l'émission du bit 0.

Pour simplifier l'équation (IV.1), nous posons :

$$\mu_0(\theta) = 0 \quad (\text{IV.2})$$

$$\mu_1(\theta) = C_1 G_T \exp(-G_T \theta^2) \quad (\text{IV.3})$$

$$\sigma_0(\theta) = C_3 B^{0.5} (G_T) \quad (\text{IV.4})$$

$$\sigma_1(\theta) = C_3 B^{0.5} (G_T) \sqrt{1 + G_T \cdot C_2 \cdot \exp(-G_T \cdot \theta^2)} \quad (\text{IV.5})$$

Où :

$C_1, C_2, C_3$  sont des constantes en fonction des paramètres du système,  $B$  la bande passante du système et  $G_T$  est le gain du télescope émetteur.

A partir des simplifications faites au dessus et en utilisant l'équation (III.5), l'équation (IV.1) devient :

$$BER \approx \frac{1}{2} \int_0^\infty (1 - \text{erf}(Q(\theta))) \frac{\theta}{\sigma_\theta^2} \exp\left(-\frac{\theta}{2\sigma_\theta^2}\right) d\theta \quad (IV.6)$$

$Q$  : Est le facteur de qualité définit par l'équation :

$$Q(\theta) = \frac{\mu(\theta)}{\sqrt{2}(\sigma_1(\theta) + \sigma_0)} \quad (IV.7)$$

$$Q(\theta) = \frac{G_T \cdot C_1 \cdot \exp(-G_T \cdot \theta^2)}{C_3 \sqrt{2B(G_T)} (1 + \sqrt{1 + G_T \cdot C_2 \cdot \exp(-G_T \cdot \theta^2)})} \quad (IV.8)$$

Où définissons une nouvelle variable :

$$U = \frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2} \quad (IV.9)$$

En remplaçant (IV.9) dans l'équation (IV.6), on obtient :

$$BER \approx \frac{1}{2} \int_0^\infty \left(1 - \text{erf}\left(Q\left(\sqrt{2 \cdot \sigma_\theta^2 \cdot U}\right)\right)\right) \exp(-U) \cdot dU \quad (IV.10)$$

En dérivant l'équation (IV.10) par rapport à  $G_T$ , nous trouvons l'équation suivante :

$$\frac{\partial}{\partial G_T} BER \approx \frac{\partial}{\partial G_T} \left(\frac{1}{2} \int_0^\infty \left(1 - \text{erf}\left(Q\left(\sqrt{2 \cdot \sigma_\theta^2 \cdot U}\right)\right)\right) \exp(-U) \cdot du\right) \quad (IV.11)$$

En utilisant la loi de Leibniz pour la dérivation des intégrales, on obtient l'équation :

$$\frac{\partial BER}{\partial G_T} = \frac{1}{2} \left[ \frac{\partial}{\partial G_T} \left( \frac{\partial}{\partial G_T} \right)_{B(G_T)} Q\left(\sqrt{2u\sigma_\theta^2}\right) \right] \exp\left(-Q\left(\sqrt{2u\sigma_\theta^2}\right)^2\right) \exp(-u) du \quad (IV.12)$$

Où

$$\frac{\partial}{\partial G_T} \left( Q\left(\sqrt{2U \cdot \sigma_\theta^2}\right) \right) = \frac{h_1(1-h_0)h_3 - \frac{1}{2} \left( h_3 \frac{\partial}{\partial G_T} B(G_T) + C_2 G_T \left(\frac{B(G_T)}{h_2}\right)^{0.5} h_1(1-h_0) \right)}{h_3^2} \quad (IV.13)$$

Où



$$h_0 = 2G_T \sigma_\theta^2 u \quad (\text{IV.14})$$

$$h_1 = \exp(-h_0) \quad (\text{IV.15})$$

$$h_2 = C_2 G_T h_1 + 1 \quad (\text{IV.16})$$

$$h_3 = B^{0.5} (h_2^{0.5} + 1) \quad (\text{IV.17})$$

Pour déterminer la valeur maximale de la bande passante B qui dépend du gain du télescope émetteur  $G_T$ , nous posons :

$$\frac{\partial B(G_T)}{\partial G_T} = 0 \quad (\text{IV.18})$$

A partir de l'équation (IV.18), l'équation (IV.13) devient :

$$\frac{\partial}{\partial G_T} \left| \left( \frac{\partial}{\partial G_T} \right)_{B(G_T)} Q \left( \sqrt{2u\sigma_\theta^2} \right) \right| = \frac{h_1(1-h_0)h_3 - \frac{1}{2} \left( C_2 G_T \left( \frac{B(G_T)}{h_2} \right)^{0.5} h_1(1-h_0) \right)}{h_3^2} \quad (\text{IV.19})$$

En résolvant simultanément les équations (IV.6) et (IV.12) en considérant  $G_T$  et  $B(G_T)$  comme des inconnus, nous obtenons la valeur du gain du télescope émetteur pour laquelle la bande passante de système est maximale. Le gain du télescope émetteur obtenu à partir des équations (IV.6) et (IV.12) doit être inférieur au gain de diffraction du télescope émetteur donnée par l'équation (III.11).

### IV.3. Définition des constantes C1, C2, C3

Dans le cas où le récepteur comporte une photodiode (PIN) de coefficient de conversion R défini par l'équation [29] :

$$R = \frac{q\eta}{h\nu} \quad (\text{IV.20})$$

Où :

q : la charge d'électron.

$\eta$  : Rendement quantique de la diode.

h : la constante de Planck.

$\nu$  : la fréquence optique.

Notre récepteur inclut un amplificateur optique qui amplifie la puissance optique reçue.

Le signal électrique reçu pour « 1 » est :

$$\mu_1(\theta) = R. G. P_R = G_T. C_1 \quad (IV.21)$$

Où

$G$  : Le gain de l'amplificateur optique ;

$P_R$ : La puissance optique reçue définit par l'équation (III.8).

Où la constante  $C_1$  de (IV.3) est définie par :

$$C_1 = R. G. K_1 \quad (IV.22)$$

Les constantes  $C_2$  et  $C_3$  sont donnée par les équations :

$$C_3 = \left[ \frac{\sigma_{dc}^2 + \sigma_{th}^2 + \sigma_{sp-sp}^2 + \sigma_{bg}^2 + \sigma_{ESA}^2}{B} \right]^2 \quad (IV.23)$$

$$C_2 = \left[ \frac{(\sigma_{sp-sp}^2 + \sigma_{sg}^2 + \sigma_{RIN}^2). C_3^2}{B} \right]^2 \quad (IV.24)$$

Tel que :

$\sigma_{dc}^2$  : est la densité spectrale de puissance du bruit du courant d'obscurité à la sortie du photorécepteur donné par l'équation :

$$\sigma_{dc}^2 = 2qI_d B \quad (IV.25)$$

Où

$q$  : La charge de l'électron ;

$I_d$  : Le courant d'obscurité de la photodiode ;

$B$  : La bande passante du système.

$\sigma_{th}^2$ : est la densité spectrale de puissance du bruit thermique ou le bruit de Jonshon à la sortie du photorécepteur donné par l'équation :

$$\sigma_{th}^2 = \frac{4K_B T. F}{R_L} B \quad (IV.26)$$

$R_L$ : La résistance de la charge ;

$T$ : La température du bruit du système électrique ;

$F$ : Le facteur de bruit ;

$K_B$ : La constante de Boltzmann.

$\sigma_{sp-sp}^2$  : est la densité spectrale de puissance du battement spontané-spontané amplifié à la sortie du photorécepteur :

$$\sigma_{sp-sp}^2 = 8(R \cdot L_{out}(G - 1) \cdot n_{sp} h\nu)^2 B_{opt} B \quad (IV.27)$$

$L_{out}$  : Le facteur des pertes à la sortie de l'amplificateur optique ;

$n_{sp}$  : Coefficient d'émission spontanée ;

$B_{opt}$  : La bande passante du filtre optique dans le domaine des fréquences. Définit par l'équation :

$$B_{opt} = \frac{\Delta\lambda \cdot c}{\lambda} \quad (IV.28)$$

Où

$\Delta\lambda$  : La bande passante du filtre optique.

$\sigma_{bg}^2$  : est la densité spectrale de puissance du bruit de grenaille amplifié à la sortie du photorécepteur donné par l'équation :

$$\sigma_{bg}^2 = 2q \cdot G \cdot R \cdot P_B \cdot B \quad (IV.29)$$

$P_B$  : est la puissance du bruit de grenaille optique tel que :

$$P_B = N \cdot \Delta\lambda \cdot \frac{D_R^2}{4} \cdot \pi \quad (IV.30)$$

$N$  : Irradiance du bruit de grenaille ;

$D_R$  : L'ouverture du télescope récepteur.

$\sigma_{ESA}^2$  : est la densité spectrale de puissance du bruit d'émission spontanée amplifiée (ESA) à la sortie du photorécepteur, il est défini par l'équation :

$$\sigma_{ESA}^2 = 4R \cdot q \cdot h \cdot \nu \cdot n_{sp} (G - 1) L_{out}^2 \cdot B_{opt} \cdot B \quad (IV.31)$$

$\sigma_{sg-sp}^2$  : Est la densité spectrale de puissance du battement signal-spontané amplifié à la sortie du photorécepteur, il est donné par l'équation :

$$\sigma_{sg-sp}^2 = 4R^2 \cdot P_R \cdot G \cdot L_{in} \cdot L_{out}^2 \cdot (G - 1) \cdot n_{sp} \cdot h \cdot \nu \cdot B \quad (IV.32)$$

$L_{in}$  : Le facteur des pertes à l'entrée de l'amplificateur optique.

$\sigma_{sg}^2$  : Est la densité spectrale de puissance du bruit de grenaille amplifié à la sortie du photorécepteur qui résulte des fluctuations du photo courant à cause de sa nature corpusculaire, définit par l'équation :

$$\sigma_{sg}^2 = 2q \cdot G \cdot R \cdot P_R \cdot B \quad (IV.33)$$

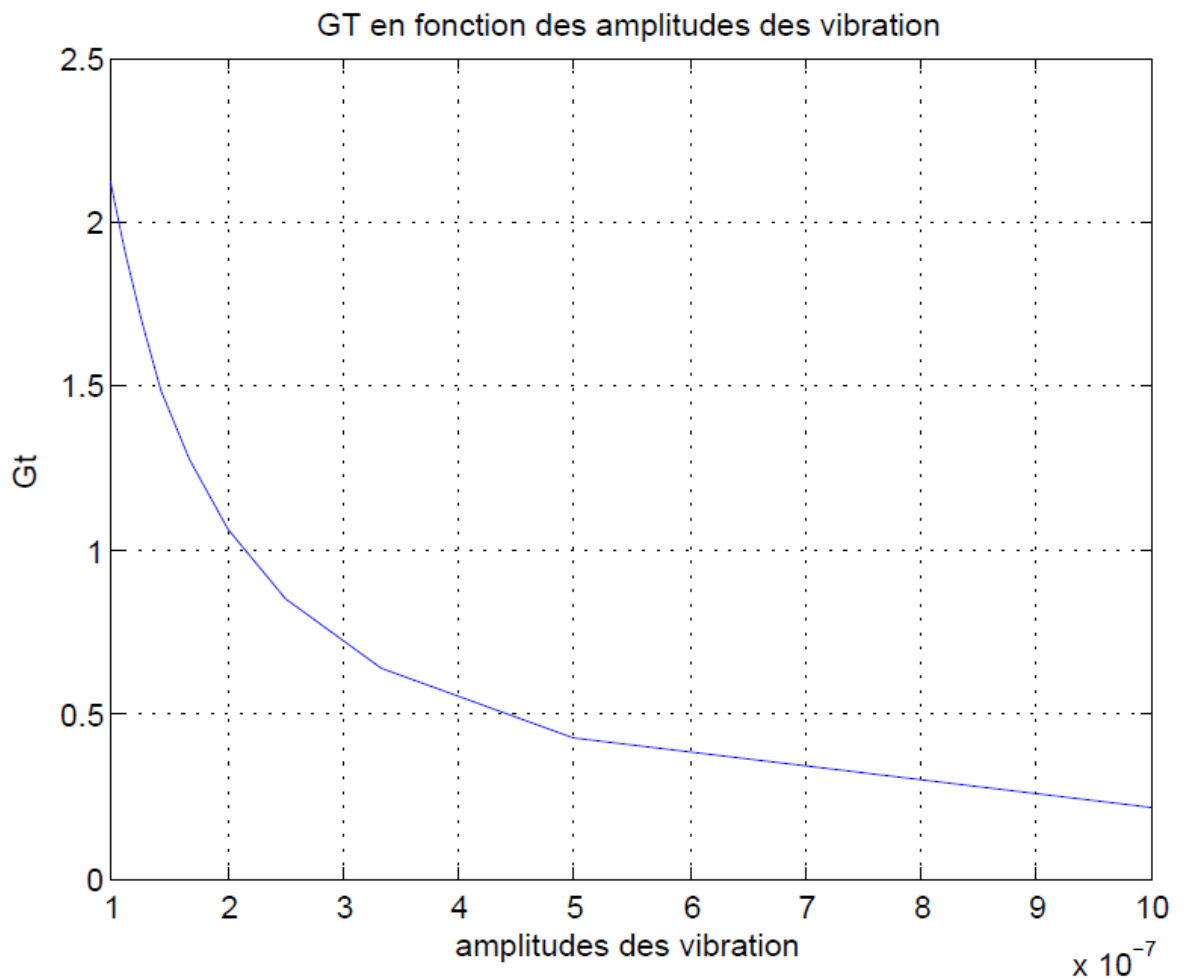
$\sigma_{RIN}^2$  : est la densité spectrale de puissance du bruit relatif d'intensité amplifié à la sortie du photorécepteur, il est donné par l'équation :

$$\sigma_{RIN}^2 = 10^{\frac{RIN}{10}} (R \cdot G \cdot P_R)^2 \cdot B \quad (IV.34)$$

RIN : Le bruit relatif d'intensité.

#### IV.4. Interprétation des résultats

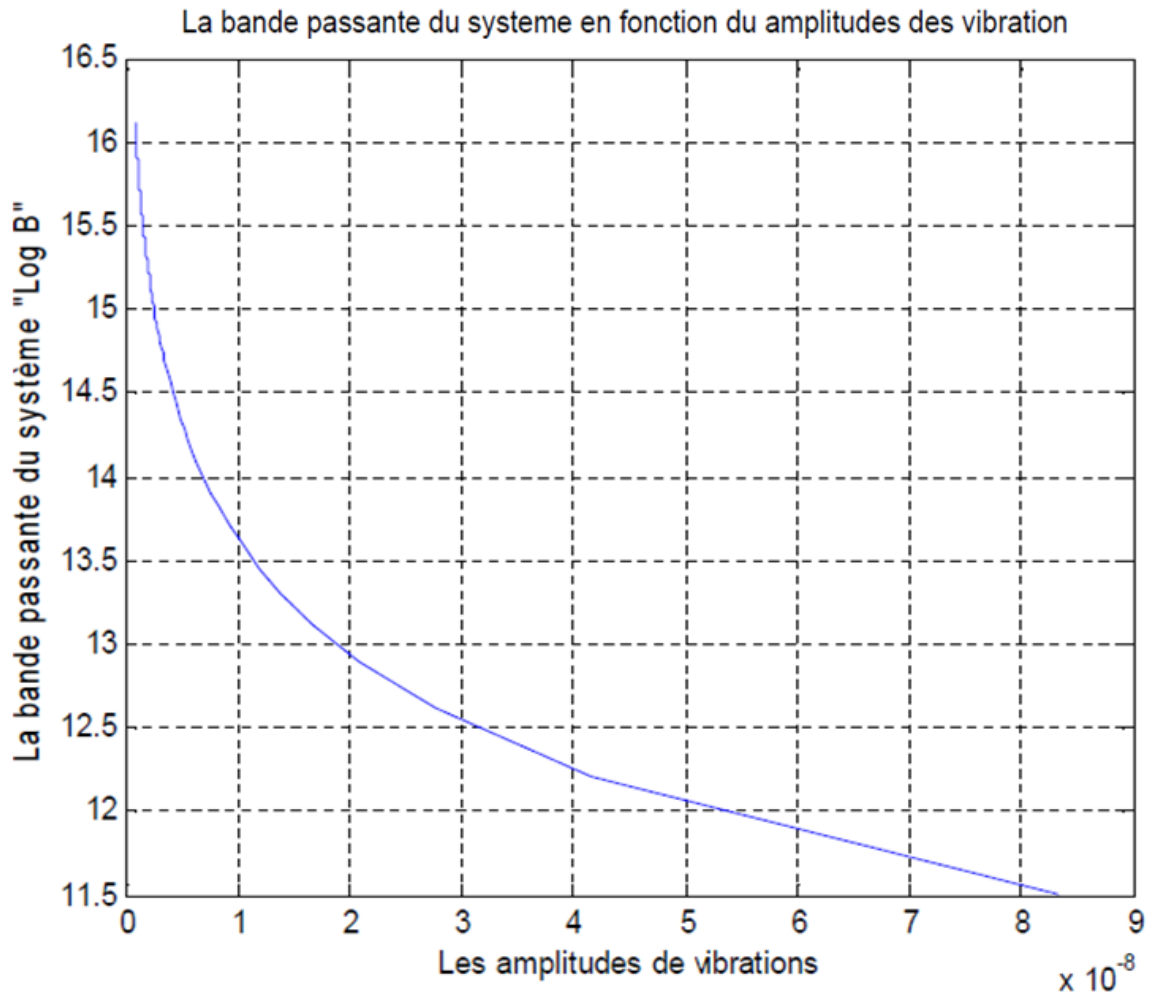
La figure (IV.1) représente les variations du gain du télescope émetteur  $G_T$  en fonction des amplitudes des vibrations.



**Figure. IV.1:** Le gain du télescope émetteur  $G_T$  en fonction des amplitudes de vibrations.

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

La figure (IV.2) représente les variations de la bande passante de système en fonction des variations des amplitudes des vibrations pour un système adapté.



**Figure. IV.2:** La bande passante du système en fonction de  $\sigma_{\theta}^2$

On peut constater que la bande passante du système reste maximale pour les différentes valeurs de vibrations, donc on peut conclure que le système adapté est performant puisqu'il offre une bande passante toujours importante malgré les différentes vibrations qui les subit.

## Conclusion

Dans ce chapitre nous avons amélioré des modèles mathématiques qui permettent d'adapter la bande passante du système avec les variations des amplitudes des vibrations.

Avec l'utilisation de plusieurs facteurs comme : Le gain du télescope émetteur, amplitudes des vibrations.



---

# *Conclusion générale*

---

### **Conclusion générale**

le domaine des télécommunications, les communications optiques en espace libre (en anglais *Free Space Optics* ou FSO) constituent une technologie optique de communications qui fait appel à la propagation de la lumière (spectre visible ou infrarouge) en espace libre, afin de transmettre des données entre deux points distants. Cette technologie présente un intérêt lorsqu'une connexion physique par le biais de câble ou de fibre optique est inadaptée, en particulier pour des raisons de coûts.

"Espace libre" désigne tout médium spatial d'acheminement du signal: air, espace intersidéral, vide, etc, ceci par opposition à un médium de transport matériel, tels la fibre optique ou les lignes de transmission filaires ou coaxiales.

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 (télescope phased array) dont le gain est adapté aux amplitudes des vibrations par une unité de contrôle, c'est ce qui fait réduire le taux de pertes des informations lors de la transmission. Plusieurs modèles mathématiques ont été développés pour adapter l'ouverture, le gain du télescope émetteur et la bande passante de système aux variations aléatoires des amplitudes des vibrations. Nous avons constaté que le système ayant une ouverture du télescope émetteur optimisée donnait des résultats plus performants par rapport au système standard. Ce travail va constituer une plateforme 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.



- [1] J. Louis and Jr. Ippolito, « Satellite Communications Systems Engineering », 1st Edition John Wiley & Sons Ltd, Washington, DC, USA 2008.
- [2] ITU (International Telecommunication Union), 'Handbook on satellite communications, ' 3rd Ed. WILY INTERSCIENCE 2002.
- [3] S. Arnon and N.S. Kopeika, "Laser satellite networks- vibration effects and possible solutions,".
- [4] R. J. Leopold and A. Miller, "The IRIDIUM communications system,' *IEEE Potentials*, vol.12, .6-. Motorola Satellite Communications, pp. 575-578, Chandler, Arizona USA, 1993.
- [5] Y. Yaiche, "Contrôle des vibrations des communications optiques dans les satellites lasers," Thèse de magister, Université de Constantine, 2003.
- [6] A. Tanenbaum, "Réseaux," Inter Edition Prentice Hall 3e édition 1997.
- [7] J. Pares et V. Toscer, "Les systèmes de télécommunications spatiales," Ecole nationale supérieure de techniques avancées, Paris, 1975.
- [8] G. Maral, "Système de télécommunications par satellite", *Technique de l'ingénieur* E 7560, 1995.
- [9] R. E. Bruce, "Introduction to Satellite Communication", third edition, Artech House, 2008.
- [10] A. Jamalipour, "Low earth orbital satellites for personal communication networks", Artech House, Boston. London, 1998.
- [11] M. Kermani, "Modélisation des vibrations dans la communication optique par les satellites lasers", Thèse de magister, Université de Constantine, 2001.
- [12] H. Hemmati, "Near-Earth Laser Communications", CRC Press Taylor & Francis Group, 2008.
- [13] René Bimbot, André Bonnin, Robert Deloche et Claire Lapeyre. Cent ans après la Radioactivité, le rayonnement d'une découverte. Edition EDP Sciences. (1999).

- [14] Dictionnaire de l'astronomie et de l'espace de Philippe de La Cortadière et Jean-Pierre Penot (Larousse) .Space Connection 19 - Ariane 5, le lanceur européen de l'an 2000 A la découverte des satellites « destination orbite le site de l'exploration de l'espace » , 05 Mai 2017.
- [15] G. Maral and M. Bousquet « Satellite Communications Systems », 5th Edition John Wiley & Sons Ltd Washington, DC, USA2009.
- [16] M.H. Hadjitheodosiou, A. Ephremides and D. Friedman, « broadband access via satellite », University of Maryland , CSHCN , College Park.
- [17] Tanenbaum, “Computer Network”, 3rd ed Prentic-Hall, 1996.
- [18] E.Altman, A.Ferraira and J.Galtier, “Les réseaux satellitaires de télécommunications technologie et services ,” DUNOD, Paris, 1999.
- [19] R. J. Leopold and A. Miller, “The IRIDIUM communications system,” *IEEE Potentials*, vol. 12, pp. 6–9, Apr. 1993
- [20] Malika OUACIFI, « Modélisation des vibrations au niveau des satellites lasers », Thème de magister université de Batna, 2009. <http://ariane.rio.net/textes/enjeux/heintz/>
- [21] P.I.Klein and R.Soifer, «Intersatellite communication using an AMSATOSCAR 6 and AMSAT-OSCAR 7 radio amator satellites », *Proc. IEEE*, pp.1526-1527, 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] S. Ohmori, H. Wakana and S. Kawase, “Mobile satellite communications”, Artech House, Boston. London, 1998.
- [24] A. Kinane, “Optimisation de la mise a poste d'une constellation de satellites”, Thèse de magister, Université de Constantine, 2006.
- [25] M. Ouacifi, “Modélisation des vibrations au niveau des satellites lasers”, Thèse de magister, Université de Batna, 2009.
- [26] P.Halley, “ Les systems à fibres optiques,” Edition Eyrolles 1985.
- [27] E.Yablonivitch and al, “ Optoelectronic quantum telecommunication based on Spins In Semiconductors,” *Proceedings of the IEEE*, vol 91 May 2003.

[28] 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, No. 2, 1998.

[29] S. Arnon, S. Rotman, and N. S. Kopeika, "Bandwidth Maximization for Satellite Laser Communication", IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systeme, Vol. 35, No. 2, 1999.

[30] S. G. Lambert and W. L. Casey, " Laser Communication in Space," Boston, MA: Artech House, 1995.

## RÉSUMÉ

De nos jours, les satellites lasers sont largement utilisés du fait de leur grande importance et leurs avantages dans le monde de la communication par exemple : satellite Terra SAR-X et le satellite américain 'NFIRE'

Malgré leurs avantages, ils souffrent continuellement des vibrations à cause des sources internes et externes environnantes ce qui réduit leurs efficacités.

Le fait que plusieurs études ont été faites dans le but de réduire ces pertes.

**MOTS-CLÉS** : Communication optique, Réseau de satellites, Satellites lasers, Sources des vibrations, Système de pointage.

## SUMMARY

laser satellites are permanently used because of their huge importance and their advantages in communication world. For example Terra (SAR-X) satellite and the American satellite (NFIRE)

How ever its advantages, they suffer permanently from vibrations due to internal and external environmental sources that reduce their efficacy.

Many studies are done in order to reduce those loss

**KEYWORDS**: Optical communication, Satellite network, Laser satellites, Vibration sources, Pointing system.

## ملخص

عرف العصر الحديث استعمالا واسعا للأقمار الصناعية الليزرية بسبب أهميتها البالغة وفوائدها الجمة في عالم الاتصالات وكمثال على ذلك القمر تيرا سار اكس و القمر الأمريكي نفاير.

بالرغم من كل هذه الفوائد إلا ان الأقمار الصناعية الليزرية تعاني وباستمرار من الاضطرابات بسبب عوامل داخلية وخارجية محيطة وهذا ما يسبب نقص في استقبال وإرسال المعلومات.

عدة دراسات أقيمت بهدف الحد من كمية فقدان المعلومات وتحسين درجة كفاءة القمر

**كلمات دالة** : اتصالات البصرية , شبكة الأقمار الصناعية , الأقمار الليزرية , مصادر الاهتزازات نظام

التهديف