

UNIVERSITE KASDI MERBAH OUARGLA
Faculté des Nouvelles Technologies de l'Information et de la
Communication
Département d'électronique et des Télécommunications



Mémoire
MASTER ACADEMIQUE
Domaine : science technologie
Filière : Electronique et Télécommunication
Spécialité : Systèmes des télécommunications

Présenté par :

Meriem BENBSISSE & Halima TAGUIG

Thème

**Optimisation de l'ouverture de télescope émetteur
avec les amplitudes des vibrations dans les satellites
lasers**

Soutenu publiquement
Le:24/06/2018

Devant le jury:

Mr	Zakaria TIDJANI	MAA	Président	UKM Ouargla
Mr	Hachemi CHENINA	MAA	Encadreur	UKM Ouargla
Mr	Hamza OTMANI	MCB	Examineur	UKM Ouargla

Année Universitaire : 2017 /2018

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à :

A mes parents .Aucun hommage ne pourrait être à la hauteur de l'amour

Dont ils ne cessent de me combler. Que dieu leur procure bonne santé et

longue vie.

A celui que j'aime beaucoup et qui m'a soutenue tout au long de ce projet :

A mes frères et Mes sœurs, et bien sur mon fiancé, sans oublié les fils de ma

sœur et ma grand-mère et Ma tante.

A toute ma famille, et mes amis,

Et à tous ceux qui ont contribué de près ou de loin pour que ce projet soit

possible, je vous dis merci.

Remerciements

*Nous espérons par la présente étude de notre mémoire à être
arrivées à satisfaire tous les vœux souhaités de chaque personne
s'intéressant à la communication de l'Information,
Outil de travail, de gestion nécessaire à notre vie quotidienne, et
que Dieu "Allah" nous récompensera généreusement et
gracieusement pour tous nos efforts.*

On remercie à mon beau frère Salah Ketita

Et Un grand merci à ma sœur Yamina BenBessisse .

*Enfin, on remercie mon encadreur Chenina Hachemi et notre
enseignant Boulaesbaa Mohamed et Tidjani et tous les
enseignants de "Télécommunication", tous les membres du jury
qui m'a invitée à cette présentation de thèse*

Table des Matières

<i>Introduction générale</i>	(1)
------------------------------------	-----

Chapitre I

Généralités sur les communications par satellites

I.1 Introduction	(4)
I.2 Historique du satellite	(4)
I.3 Caractéristique générale de communication par satellite	(5)
I.3.1 Définition du satellite	(5)
a) Satellites passifs.....	(5)
b) Satellites actifs	(5)
I.3.2 Avantages d'un satellite par rapport aux communications terrestres	(5)
I.3.3 Différents catégories des satellites	(6)
I.3.4 Orbites des satellites	(6)
I.3.4.1 Définition de l'orbite	(6)
I.3.4.2 Types de trajectoires	(7)
a) Orbite elliptique	(7)
b) Orbites circulaires.....	(7)
b.1) Orbite circulaire polaire	(8)
b.2) Orbite circulaire incline.....	(8)
b.3) Orbite géostationnaire	(9)
I.4 Composantes d'un système de télécommunication par satellite	(9)
I.4.1 Station terrienne d'émission.....	(10)
I.4.2 Lien montant	(10)
I.4.3 Station spatial	(10)
I.4.4 Lien descendant	(11)
I.5 Structure du satellite	(11)
I.6 Satellite en orbite képlérienne	(12)
I.6.1 Trois lois de Kepler	(12)
I.6.2 Position du satellite sur l'orbite	(13)
I.7 Perturbations orbitales	(15)
I.8 Utilisation des satellites de communication	(15)

Chapitre II

Communication optique dans les systèmes de transmission spatiale

II.1 Introduction	(17)
II.2 Lien inter satellite (ISL).....	(17)
II.3 Structure générale d'un système de communication optique dans la transmission par satellite.....	(18)
II.3.1 Emetteur de lumière(Laser).....	(19)
II.3.2 Multiplexeur/démultiplexeur en longueur d'onde	(20)

II.3.2.1 multiplexeur en longueur d'onde WDM.....	(21)
II.3.3 Amplification optique	(21)
II.3.4 Récepteur de lumière	(22)
II.3.4.1 Photodiode PIN	(22)
II.3.4.2 Bruit	(23)
II.4 Structure développée d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers	(24)
II.5 Sources des vibrations des satellites	(25)
II.5.1 Sources externes	(25)
II.5.2 Sources internes	(28)

Chapitre III

Optimisation de l'ouverture du télescope émetteur avec les amplitudes de vibration

III.1 Introduction	(29)
III.2 Optimisation de l'ouverture du télescope émetteur avec les amplitudes de vibrations	(29)
III.2.1 Modèle des vibrations	(29)
III.2.2 Modèle des équations	(30)
III.2.3 Modèle de performance	(32)
III.3 Interprétation des courbes	(35)

Chapitre IV

Étude sur les effets de la turbulence atmosphérique sur les systèmes de communication optiques dans un climat du désert

IV.1 Introduction	(39)
IV.2 Présentation de la zone d'étude	(39)
IV.3 Caractéristiques du climat désertique	(39)
IV.3.1 Températures moyenne et précipitations	(40)
IV.3.2 Températures maximales	(40)
IV.3.3 Ciel nuageux, soleil et jours de précipitations	(41)
IV.3.4 Précipitations	(42)
IV.3.5 Vitesse du vent	(42)
IV.4 Modèle atmosphérique de turbulence	(43)
IV.5 Mise en équation du problème	(43)
<i>Conclusion générale</i>	(47)
<i>Références bibliographiques</i>	(48)

Liste des abréviations

ISL	Intersatellite link (lien intersatellite).
BER	Bit Error Rate (taux d'erreur du bit).
BEP	Bit error probability (probabilité d'erreur du bit).
e,a	Excentricité, demi-axe de l'orbite du satellite.
ω	Argument du périhélie.
V	Anomalie vraie.
i	Inclinaison de l'orbite.
n	Mouvement moyen du satellite.
V	Vitesse du satellite.
m	Masse du satellite.
dF	Force perturbatrice.
Sa	Surface apparente en direction du soleil.
Γ	Accélération due à la pression de radiation.
F_{AD}	Force d'origine aérodynamique s'exerçant sur le satellite.
ρ_A	Masse volumique de l'atmosphère.
C_D	Coefficient de traînée aérodynamique.
A_e	Surface équivalente du satellite perpendiculaire à la vitesse.
$f(\theta_v)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle d'élévation.
σ_v	Ecart type de l'angle d'élévation.
θ_v	Angle d'élévation.
$f(\theta_H)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle azimut.
σ_H	Ecart type de l'angle azimut.
θ_H	Angle azimut.
$f(\theta)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle de pointage radial.
θ	Erreur dans l'angle de pointage radial.
σ_θ	Déviations standard de l'angle de l'erreur de pointage.
SF	Facteur d'inclinaison du système de poursuite.
SNR	Rapport signal sur bruit du système de poursuite.
WDM	Wavelength Division Multiplexing
e	charge de l'électron.

h	constante de planck.
ν	Fréquence optique.
P_R	Puissance optique reçue.
η	Rendement quantique.
OOK	On-Off Keying.
λ	Longueur d'onde.
P_T	Puissance optique émise.
Z	Distance entre deux satellites.
η_T, η_R	Rendement quantique de l'émetteur et de récepteur ,respectivement.
G_R	Gain de récepteur.
D_R	Ouverture de télescope récepteur.
G_T	Gain de télescope émetteur adapté aux amplitudes des vibrations.
D_T	Ouverture de télescope émetteur après son optimisation.
$L(\theta)$	Facteur de perte.
F_G	Facteur de gain.
G_{T0}	Gain de télescope émetteur non adapté aux amplitudes des vibrations.
D_{T0}	Ouverture du télescope émetteur avant son optimisation.
$P_1(\theta)$	Signal optique reçu dans le cas de l'émission du bit 1.
σ_1	Ecart type dans le cas de l'émission du bit 1.
$P_0(\theta)$	Signal optique reçu dans le cas de l'émission du bit 0.
σ_0	Ecart type dans le cas de l'émission du bit 0.
R	Sensibilité de la diode à avalanche.
M	Facteur de multiplication avalanche.
erf	Fonction d'erreur.
P	la pression atmosphérique.
T	la température.
q	l'humidité spécifique.
n_0	L'indice de réfraction moyen.
\vec{r}	Un endroit dans l'espace.
$n(\vec{r})$	Le composant stochastique produit par la variation spatiale de la pression, de la température et de l'humidité.

L_A	La perte atmosphérique.
I	La puissance reçu normalisée.
R_{PD}	La responsivité de détecteur.
$P(y/s)$	La probabilité conditionnelle.
$P(y)$	La probabilité a priori de y.
$P(s)$	La probabilité qu'un bit ON ou OFF est transmis

Liste des figures

Chapitre. I : Généralités sur les communications par satellites

Figure I.1: l'orbite elliptique.....	7
Figure I.2: Orbite Circulaire	7
Figure I.3: Orbite circulaire polaire	8
Figure I.4: Orbite circulaire inclinée.....	9
Figure I.5: l'orbite géostationnaire	9
Figure I.6: Composantes d'un système de télécommunications par satellite	10
Figure I.7: Schéma bloc d'un transpondeur de satellite	11
Figure I.8: Loi des ellipses.....	12
Figure I.9: Egalités des aires balayées au cours d'une période de temps.....	13
Figure I.10: Loi des périodes	13
Figure I.11: Position du satellite sur l'orbite	14

Chapitre. II : Communication optique dans les systèmes de transmission spatiale

Figure II.1: Lien inter satellite (ISL).....	17
Figure II.2: structure générale d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers	18
FigureII. 3: Principe de fonctionnement d'un Laser.....	20
Figure II.4: Multiplexeur/Démultiplexeur en longueur d'onde	21
Figure II.5: Photodiode PIN	22
Figure II.6: Diagramme des différents bruits qui apparaissent au cours de la détection amplification optique	23

Figure II.7: Modèle d'émetteur	25
Figure II.8: Modèle de récepteur	25
Figure II.9: Effet de l'attraction de la lune et du soleil	26
Figure II.10: Les sources des vibrations	28

Chapitre. III : Optimisation de l'ouverture du télescope émetteur avec les amplitudes de vibration

Figure III.1: Les amplitudes des vibrations en fonction du SNR	35
Figure III.2: L'ouverture optimale du télescope émetteur D_T en fonction du SNR	36
Figure III.3: Le facteur du gain F_G en fonction du SNR	37
Figure III.4: $k_{optimal}$ en fonction de S	38
Figure III.5: Le facteur du gain F_G en fonction des amplitudes des vibrations	38

Chapitre. IV : Étude sur les effets de la turbulence atmosphérique sur les systèmes de communication optiques dans un climat du désert

Figure IV.1: La carte de la localisation de la zone de Hassi Messaoud.....	39
Figure IV.2: Diagrammes de Températures moyenne et précipitations	40
Figure IV.3: Diagrammes de Températures maximales	40
Figure IV.4: Diagrammes de Ciel nuageux, soleil et jours de précipitations	41
Figure IV.5: Diagrammes de précipitations.....	42
Figure IV.6: Diagrammes de Vitesse du vent.....	42

Introduction générale

Les télécommunications par satellite sont l'aboutissement d'une recherche vers des portes et des capacités plus grandes à des couts aussi faibles que possibles. Cet engin spatial assure la transmission à grande distance d'informations de toute nature, notamment les données de téléphonie mobile, la télévision par satellite et les connexions internet. Depuis les années 60, cette technologie a permis de compléter et d'améliorer les moyens de télécommunications terrestres par fil ou par ondes. [1]

Les technologies spatiales sont devenues l'une des clés du développement extrêmement rapide des télécommunications et plus généralement du transfert d'informations, par exemple en assurant des:

- Liaisons de communication internationales,
- Nouveaux services de transmission de données et de télévision. [1]

Les systèmes de communication par les satellites standards utilisaient les radiations des micro-ondes comme support dans la transmission des informations, mais dans la nouvelle génération des réseaux satellites, c'est le laser (faisceau lumineux très étroit et très concentré en énergie) qui jouait le rôle de lien inter satellite et d'un support dans la communication entre les satellites connus aujourd'hui sous le nom des satellites lasers. [2]

La communication optique en espace libre est un développement naturel de la communication spatiale à prévoir au cours de la prochaine décennie. Un système de communication optique en espace libre comprend des satellites émetteurs et récepteurs optiques. Le transfert d'informations entre les deux satellites est effectué avec un rayonnement optique plutôt que micro-ondes. Les avantages d'un système de communication optique par rapport aux satellites standards (communication hyperfréquence) :

- plus grand débit de données,
- moins de consommation d'énergie,
- plus petit taille et poids,
- une plus grande immunité aux interférences,
- la communication entre les différentes régions du monde plus rapide et performante.

La principale complexité de la communication optique par satellite réside dans les systèmes de pointage. La complexité du système de pointage provient de la nécessité de pointer d'un satellite à l'autre sur une distance de dizaines de milliers de kilomètres avec une divergence de faisceau de micro radians. Les systèmes de pointage utilisent deux sources d'informations complémentaires afin de diriger le faisceau d'information dans la bonne direction:

- Le pointage approximatif est basé sur les données d'Ephémérides (la position du satellite selon l'équation d'orbite).

- Le pointage fin est basé sur un système de suivi électro-optique.

La performance du système de suivi est souvent limitée par le rayonnement de fond. Un rayonnement de fond de haute intensité est reçu pendant le suivi du satellite récepteur lorsque des objets interstellaires tels que le soleil, la lune, la terre et les étoiles sont dans le champ de vision de suivi. En raison du bruit dans le système de suivi [3] et des vibrations mécaniques, le faisceau de l'émetteur vers le récepteur du satellite vibre. De telles vibrations du faisceau transmis dans le plan récepteur diminuent le signal reçu. La diminution du signal augmente le taux d'erreur binaire (BER). Il est important dans la communication optique par satellite de dissiper la puissance maximale et d'obtenir un BER minimal. Ce but peut être atteint avec de très petits angles de divergence d'émetteur pour assurer une puissance maximale reçue.[2]

Les inconvénients d'un angle de divergence trop étroit d'une manière simpliste sont que le faisceau du transmetteur peut parfois manquer le satellite récepteur en raison des vibrations de pointage. De plus, pour de petits angles de divergence, l'ouverture de l'optique de l'émetteur est grande et coûteuse. La valeur optimale de la puissance reçue en fonction du déplacement vibratoire de pointage détermine l'angle optimal de divergence du faisceau. Sur la base de ce qui précède, il est important de concevoir le système pour les besoins réels. Une telle conception réduit le prix de la mission et augmente la fiabilité du système. Dans ce travail, nous dérivons un modèle mathématique qui définit l'ouverture optimale du télescope émetteur en fonction du rapport signal sur bruit du système de suivi (SNR). [2]

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 deuxième chapitre* 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. Et étudie les différentes sources internes et externes qui causent les vibrations du faisceau laser émis.
- ✓ *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* étudie les effets de la turbulence atmosphérique sur les systèmes de communication optiques dans un climat saharien, comporte des modèles mathématiques qui permettent d'améliorer la probabilité d'erreur bit (BEP) qui prend en compte à la fois les vibrations et les turbulences, commentaires et discussions sur nos résultats obtenus.

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

I.1 Introduction

Les satellites sont des équipements placés dans l'espace libre pour des besoins de télécommunication. Un satellite est un engin construit par l'homme et placé en orbite autour d'un astre, en particulier de la Terre, par une fusée ou un système de transport spatial. Apparus pour des motifs politiques, les satellites artificiels sont devenus des outils indispensables pour la science, la défense, les télécommunications et pour des applications aussi variées que la prévision du temps, la lutte contre la pollution ou le sauvetage de navigateurs en détresse. [1]

Ce chapitre est une introduction générale aux systèmes de télécommunications par satellite. L'objectif est de définir et présenter les principales caractéristiques essentielles de ces systèmes.

I.2 Historique du satellite

- **1957:** Spoutnik-1 et Spoutnik-2 (satellites scientifiques à orbite basse).
- **1958:** La série des satellites Explorer (Etats-Unis) débute.
- **1959:** Discovery-1: le premier satellite militaire américain.
- **1960:-** TIROS-1 est le premier satellite météorologique (lancé par les États-Unis).
 - Midas 2: satellite de surveillance anti-missile (lancé aussi par les Etats-Unis).
- **1962:** -Mercurey 6: satellite a but scientifique qui a permit à un américain, d'aller dans l'espace pour tester la pesanteur entre autres.
 - Telstar 1 des États-Unis est le premier satellite de télécommunication.
 - Relay 1 (États-Unis), qui permet les premières transmissions d'ondes télévisuelles
- **1964:** Syncom 3 (États-Unis) est le premier satellite à être mit en orbite géostationnaire.
- **1965:** Astérix est le premier satellite artificiel français destiné au domaine
- **1974:** Symphonie est le premier satellite européen de télécommunication.

- **1990:** Hubble qui est un satellite d'astronomie optique Américain.
- **2000:** (États-Unis), premier satellite qui analyse le temps et les tempêtes.
- **2003:** MOST (États-Unis) est le plus petit télescope spatial mit en orbite. [1]

I.3 Les caractéristiques générales de la communication par satellite

I.3.1 Définition du satellite

Un satellite de communications est un satellite artificiel orbital de la terre qui reçoit un signal de communications d'une station de transmission au sol et qui gère la transmission de nouveau à la terre pour être réceptionné par une ou plusieurs stations de réception, Le satellite est la partie essentielle d'un système de télécommunications spatiale. Il y a deux catégories du satellite, passifs et actifs. [2]

a. Satellites passifs: contenant de réfléchir les signaux émis par les stations terrestres. Ces signaux étaient diffusés dans toutes les directions, pouvant donc être reçus dans n'importe quelle partie du monde. [3,4]

b. Satellites actifs: Il reçoit les signaux émis de la terre (lien montante) et les retransmis vers la terre (lien descendante) après translation de fréquence et amplification, puis les retransmettent vers une autre station. [3,4]

I.3.2 Avantages de la communication spatiale par rapport aux communications terrestres

Les satellites de télécommunications sont à l'heure actuelle sont très nombreuses car ils complètent et améliorent les moyens de télécommunications terrestres dont ils présentent plusieurs avantages au domaine de télécommunication:

- Ils sont largement plus précis et plus rapides que les anciens systèmes
- L'adaptation à des régions sans infrastructure de télécommunications
- La possibilité de déploiement rapide des services. [5]
- Le coût de distance est insensible : Le coût d'une liaison n'est pas sensible à la distance.

I.3.3 Différents catégories des satellites

Il existe cinq types de satellites: [3,4]

- ✓ **Satellites astronomiques:** 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.
- ✓ **Satellites de navigation:** Ils servent à repérer la position des navires et les courants marins.
- ✓ **Satellites météorologiques :** Ils servent à réaliser des photos de la terre, les photos permettent de prévoir la météorologie. Ils sont soit géostationnaires, soit en rotation constante autour de la Terre.
- ✓ **Satellites de télécommunication :** Les satellites de télécommunications servent aux communications téléphoniques, aux images des télévisions et à la radio.
- ✓ **Satellites militaires:** télécommunication et surveillance (reconnaissance terrestre et maritime).

Une fois que le satellite a terminé sa mission, il est éliminé par:

- 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 de frottement avec l'atmosphère.

- On le laisse tourner autour de la Terre sur une orbite plus haute.

I.3.4 Orbites du satellite

I.3.4.1 Définition de l'orbite: La quasi-totalité des satellites, qu'ils soient à usage d'observation ou de télécommunication, ont des orbites, c'est à dire des trajectoires spécifiques à un corps animé d'un mouvement périodique, propres à leur utilisation. On peut ainsi distinguer trois types d'orbites différentes : l'orbite géostationnaire, les orbites moyennes altitude et les orbites basses altitude, chacune ayant des caractéristiques différentes des autres.

On peut aussi classer ces orbites selon leurs formes ; dans ce cas on distingue deux types : les orbites circulaires et les orbites elliptiques. [6-8]

I.3.4.2 Types de trajectoires [9,10]

a. Orbite elliptique: Les satellites en orbite elliptique ont une vitesse très variable en fonction de l'endroit où ils se placent sur l'ellipse. Ils n'occupent donc pas une position fixe par rapport à la terre, ce qui suppose l'utilisation des antennes terrestres mobiles pour suivre ces satellites, contrairement aux satellites géostationnaires. Par contre, ils possèdent l'avantage de pouvoir desservir plus aisément des zones éloignées de l'équateur sous un angle assez élevé, ce qui implique que les signaux à transmettre traversent une couche atmosphérique plus étroite. Ce type d'orbite est illustré par la figure qui suit.

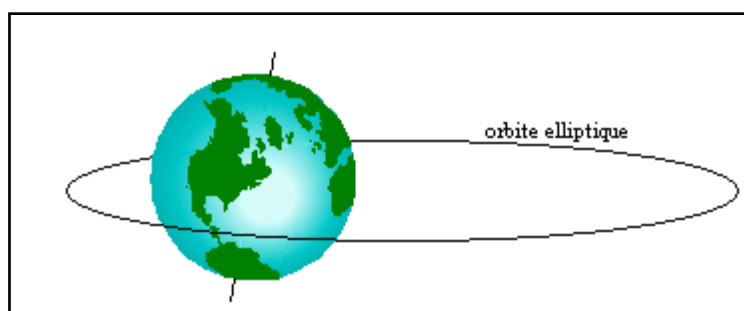


Figure I.1: l'orbite elliptique

b. Orbites circulaires: Le centre de la trajectoire est confondu avec celui de la Terre. Le satellite d'une orbite circulaire est toujours à la même vitesse et à la même distance par rapport à la Terre. Dans ce cas on distingue trois types

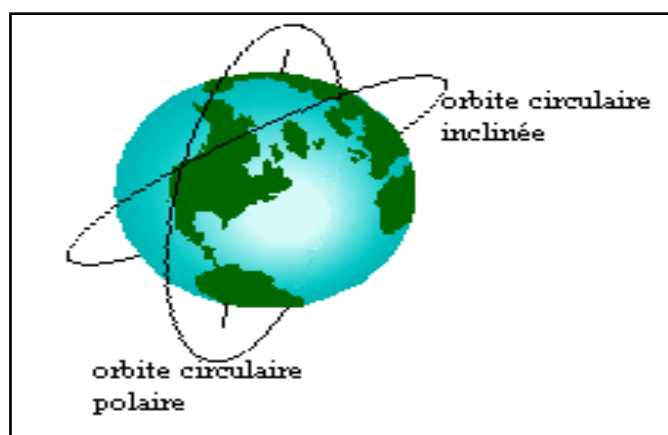


Figure I.2: Orbite Circulaire

b.1 Orbite circulaire polaire: L'orbite polaire est une orbite circulaire qui passe par-dessus les deux pôles de la Terre. L'inconvénient principal, pour les satellites inscrits dans ce type de trajectoire, est la lenteur de leur couverture mais cette faible vitesse permet tout de même au satellite de couvrir une grande partie de la surface du globe, voire la totalité de la terre, compte tenu de la rotation de la terre sur elle-même.

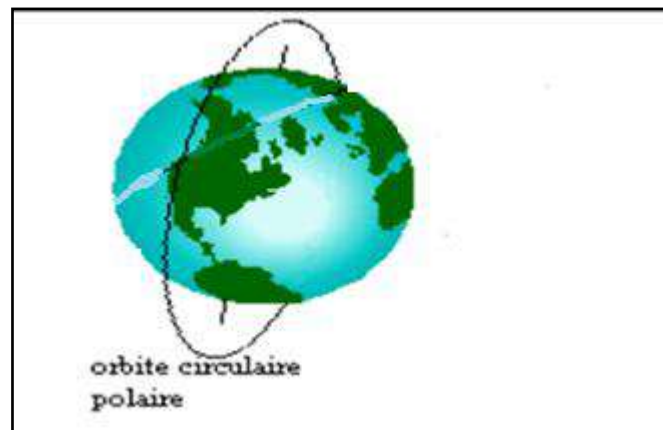


Figure I.3: Orbite circulaire polaire

b.2 Orbite circulaire inclinée: Les orbites circulaires inclinées décrivent un cercle autour de la Terre, mais chaque trajectoire est inclinée d'un certain angle par rapport au plan équatorial. Cependant, cette inclinaison présente un inconvénient majeur ces satellites ne peuvent pas couvrir la totalité de la surface du globe puisque la plus haute latitude desservie correspond à l'inclinaison du plan orbital. Par contre, cette orbite possède un avantage : selon l'altitude du satellite, il est possible de cibler les zones du globe, c'est à dire que l'on peut desservir les parties intéressantes d'un point de vue économique, militaire, ou autres applications...

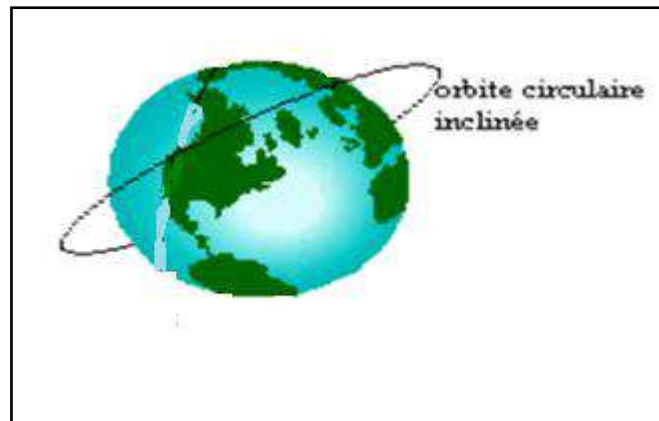


Figure I.4: Orbite circulaire inclinée

b.3 Orbite géostationnaire: GEO (*Geostationary orbit*), une orbite équatoriale avec la période de 24 heures et synchronisée avec la rotation de la terre, Est une orbite circulaire autour d'un corps céleste (Terre ou autre) caractérisée par une inclinaison orbitale nulle et une vitesse orbitale identique à celle de ce corps. L'orbite géostationnaire autour de la Terre se situe à une altitude de 35 860 km et est donc suffisamment élevée pour qu'un hémisphère terrestre complet soit visible.

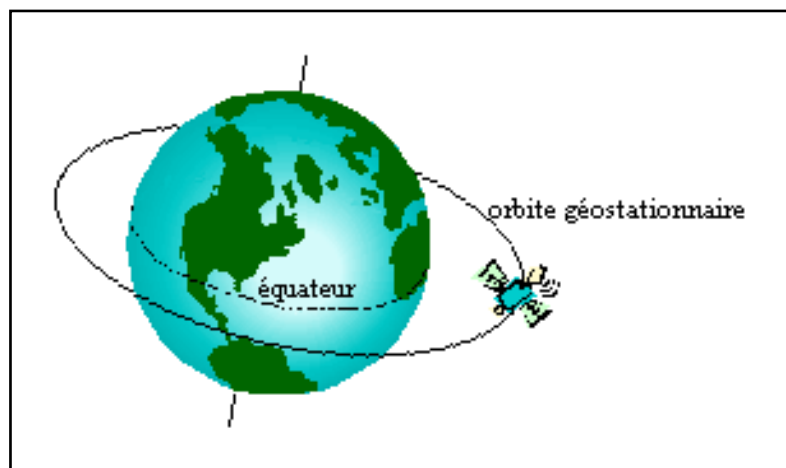


Figure I.5: l'orbite géostationnaire

I.4 Composantes d'un système de télécommunication par satellite

La- **figure I.6-** illustre bien les différentes composantes d'un système de télécommunications par satellite. On distingue : [11,12]

- La station terrienne d'émission.
- Lien montant.
- La station spatiale (satellite).

- Le lien descendant.

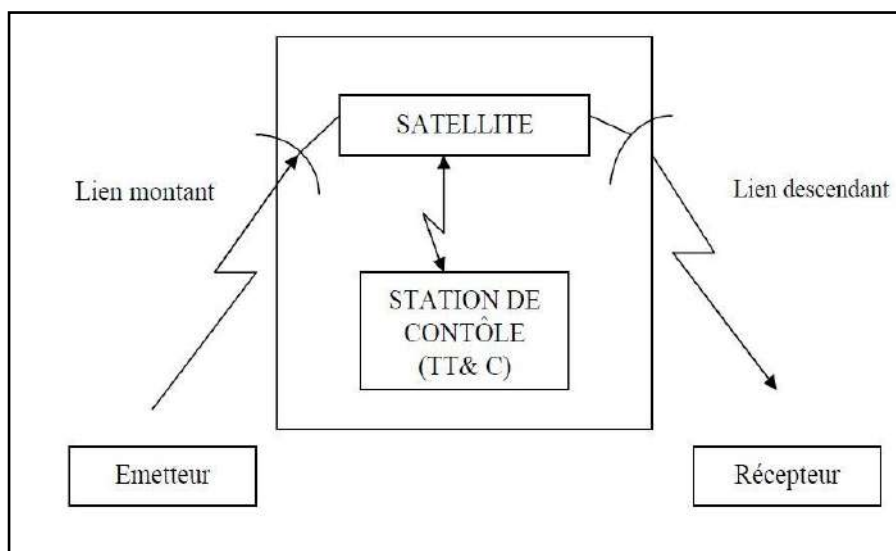


Figure I.6: Composantes d'un système de télécommunications par satellite

I.4.1 Station terrienne d'émission

Elle comprend le centre où sont élaborés les signaux d'informations à transmettre c'est-à dire les signaux vidéo et audio pour la télévision ou d'autres signaux comme les signaux téléphoniques ou les données pour les communications professionnelles, les signaux sont transmis par câble, fibre optique ou relais hertzien à la station d'émission proprement dite où se trouve la liaison montante qui comprend l'émetteur.[11,12]

I.4.2 Lien montant

L'élément principal à l'intérieur de la section du lien montant d'un système satellitaire est l'émetteur de la station terrestre.

I.4.3 Station spatiale

Elle 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 vérifier les fonctions vitales du satellite.[9]

I.4.4 Lien descendant

L'élément principal à l'intérieur de la section du lien descendant d'un système satellitaire est le transmetteur à bord du satellite.

Le transmetteur du satellite est constitué par les étages finaux qui ont classiquement pour objet l'amplification en puissance du signal radiofréquence RF niveau bas et la transmission. [12]

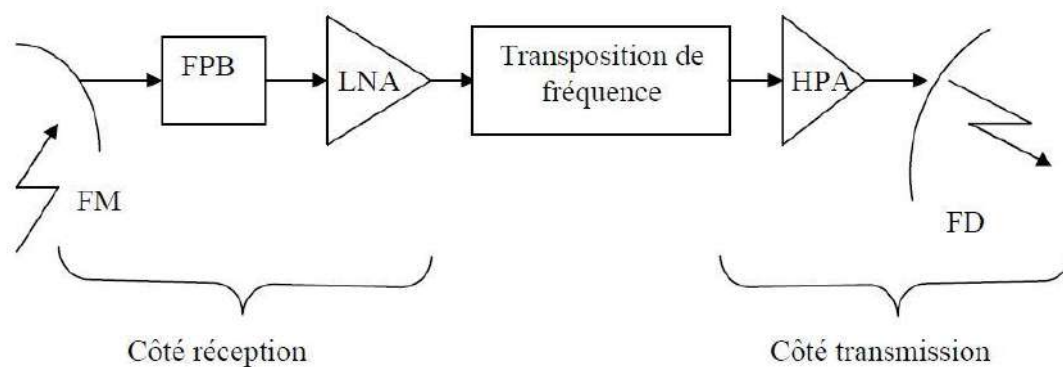


Figure I.7: Schéma bloc d'un transpondeur de satellite

Avec:

LNA : amplificateur d'entrée à faible bruit.

FPB : filtre d'entrée passe-bande.

HPA : amplificateur à haute puissance.

I.5 Structure du satellite

Le satellite est constitué d'une charge utile et d'une plate-forme, la charge utile d'un satellite de communication comporte les antennes de réception et d'émission, et l'ensemble des équipements électriques assurant la transmission des signaux. La plate-forme comporte l'ensemble des sous-systèmes permettant à la charge utile de fonctionner. On y trouve :

1. La structure.
2. L'alimentation électrique.
3. Le contrôle thermique.

4. Le contrôle d'altitude et d'orbite.
5. Les équipements de propulsion.
6. Les équipements de poursuite, de télémessure et de télécommande (TT&C).

La charge utile d'un satellite de communication comporte un ensemble de canaux (transpondeurs), chaque canal étant équipé d'un amplificateur d'émission opérant dans une sous-bande particulière de la bande allouée au satellite. Cette disposition de canaux 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 conduisait à une dispersion de la puissance de cet amplificateur. [12]

I.6 Satellite en orbite képlérienne

I.6.1 Trois lois de Kepler

Les Trois lois de Kepler de mouvement planétaire sont

A. Loi des ellipses : en 1609, l'orbite de chaque planète est une ellipse dont le Soleil est un de ses foyers. La figure suivante esquisse cette loi des ellipses.

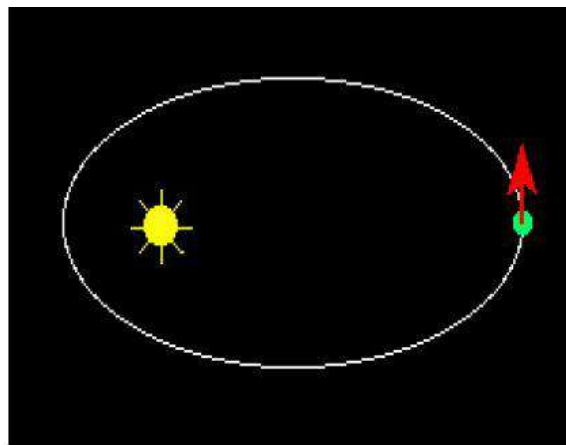


Figure I.8: Loi des ellipses

B. Loi des aires : La *loi des aires* indique que l'aire balayée par le satellite est proportionnelle au temps, ou si l'on préfère, qu'en des intervalles de temps égaux, les aires balayées sont égales [7]. La figure suivante esquisse cette loi des aires.

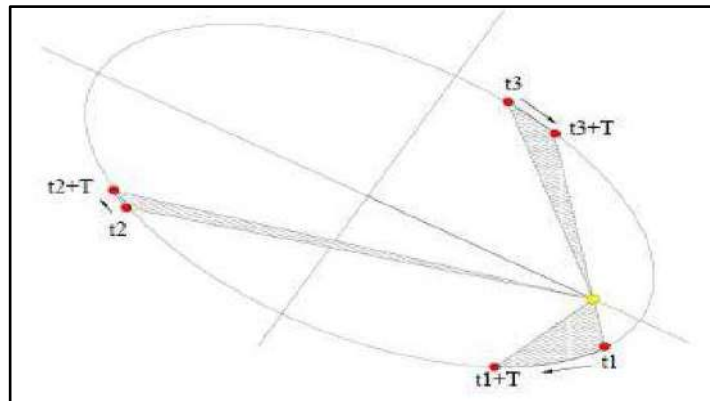


Figure I.9: Egalités des aires balayées au cours d'une période de temps

C. Loi des périodes : cette loi explique que les carrés des durées de révolution sont proportionnels aux cubes des longueurs des grands axes, comme l'illustre la figure suivante [7,8] :

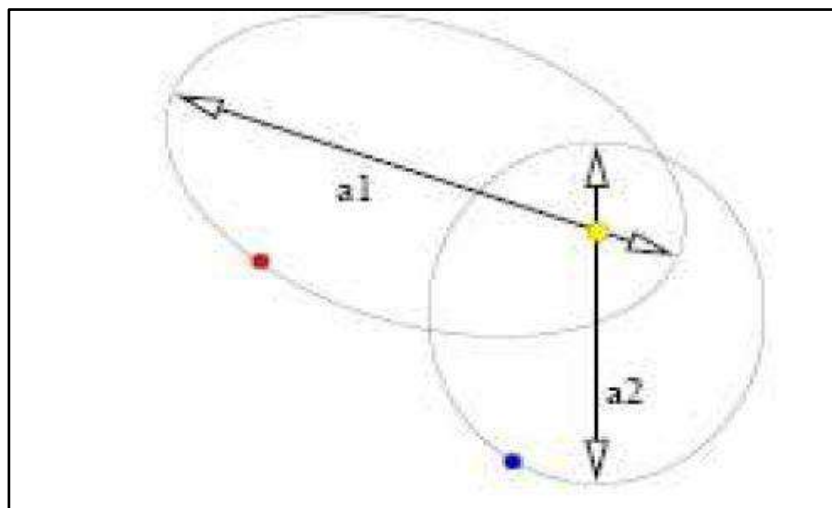


Figure I.10: Loi des périodes

I.6.2 Position du satellite sur l'orbite

Si l'orbite est définie, il s'agit de préciser où se situe le satellite sur celle-ci. Pour cela, La position du satellite est déterminée par [6] :

- ✓ **Anomalie moyenne M** : c'est l'angle que le satellite fait avec le périhélie qui se rassemble avec l'anomalie vraie d'un satellite avec une orbite circulaire et ont la même période t . définit M par :

$$M = n(t - t_p)$$

Où n : est le moyen mouvement sera définit par : $n = \left(\frac{2\pi}{t}\right)$.

t : la date d'observation

t_p : L'instant de passage au périhélie.

- ✓ **l'angle V** : appelée l'anomalie vraie, La position du satellite est déterminée par l'angle v , un angle a compté dans la direction du mouvement du satellite de 0 à 360°, entre la direction du périhélie et la direction du satellite.
- ✓ **L'excentricité de l'orbite e et le demi grand axe a** : caractérisent la forme de l'orbite. s'écrit de la manière suivante :

$$e = \frac{(r_a - r_p)}{(r_a + r_p)}$$

Si on définit:

r_a comme étant la distance entre le centre de la terre et l'apogée,

r_p comme étant la distance entre le centre de la terre et le périhélie,

l'excentricité de l'orbite

- ✓ **l'argument du périhélie ω** : l'orientation de l'orbite dans le plan, C'est l'angle entre la direction du nœud ascendant et la direction du périhélie.

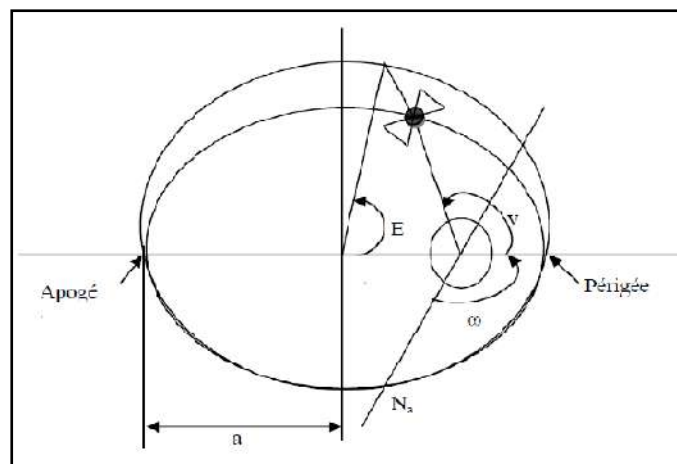


Figure I.11: Position du satellite sur l'orbite

I.7 Perturbations orbitales [13,14]

Un certain nombre de contributions physiques influencent la trajectoire d'un corps en orbite terrestre. Il est nécessaire d'en tenir compte par exemple pour effectuer des corrections périodiques de la trajectoire, parmi cette perturbation on peut citer :

I.7.1 Perturbation du troisième corps

La présence du soleil et de la lune provoque les variations de tous les éléments orbitaux. Pour les satellites d'orbites assez circulaires et d'attitude plus élevée qu'une géostationnaire, c'est cette perturbation qui prédomine.

I.7.2 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.7.3 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.7.4 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.

I.8.5 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.8 Utilisation des satellites de communication [12]

Les satellites de communications sont utilisés dans cinq configurations de base :

- ✓ Les communications publiques.
- ✓ Les communications d'entreprises.
- ✓ Les communications mobiles.
- ✓ Les communications de remplacement.
- ✓ Les communications militaires.

II.1 Introduction

Les communications optiques dans un réseau de satellites permettent un fort débit de transmission [13], Mais à cause de la grande distance entre les deux satellites (émetteur, récepteur) et l'étroite divergence du faisceau le pointage d'un satellite à un autre devient plus compliqué par les vibrations du système de pointage dues à l'influences de multiples sources, soit source interne au externe. [14]

Dans ce chapitre nous allons traiter la structure générale et le système moderne de transmission optique par les satellites et par la suite nous allons voir les différentes sources de vibration du faisceau laser émis.

II.2 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 [17], 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 [18]. Le premier lien inter satellite a été réalisé en janvier 1975 entre les deux satellites Oscar 6 et Oscar 7 [19]. Il y a généralement deux types de lien inter satellites : 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 [17]. La figure (II.1) montre un schéma simplifié de ce concept

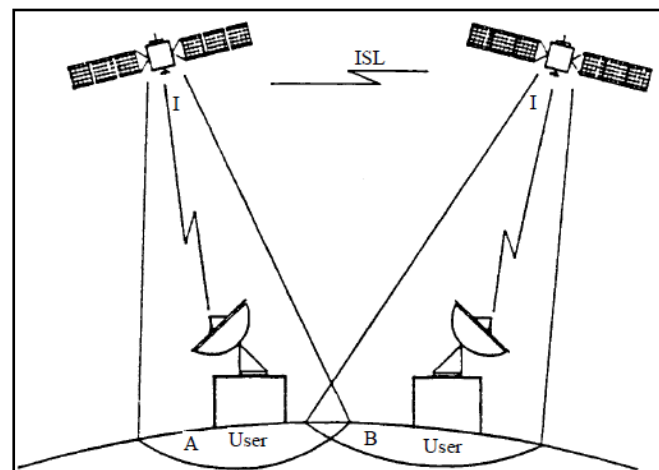


Figure II.1 : Lien inter satellite (ISL).

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. Mais 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 10μ 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 au récepteur et aura pour résultat une large probabilité d'erreur. [20]

II.3 Structure générale d'un système de communication optique dans la transmission par satellite [3]

La figure (II.2) représente la structure standard d'un système de transmission numérique dans les réseaux des satellites lasers.

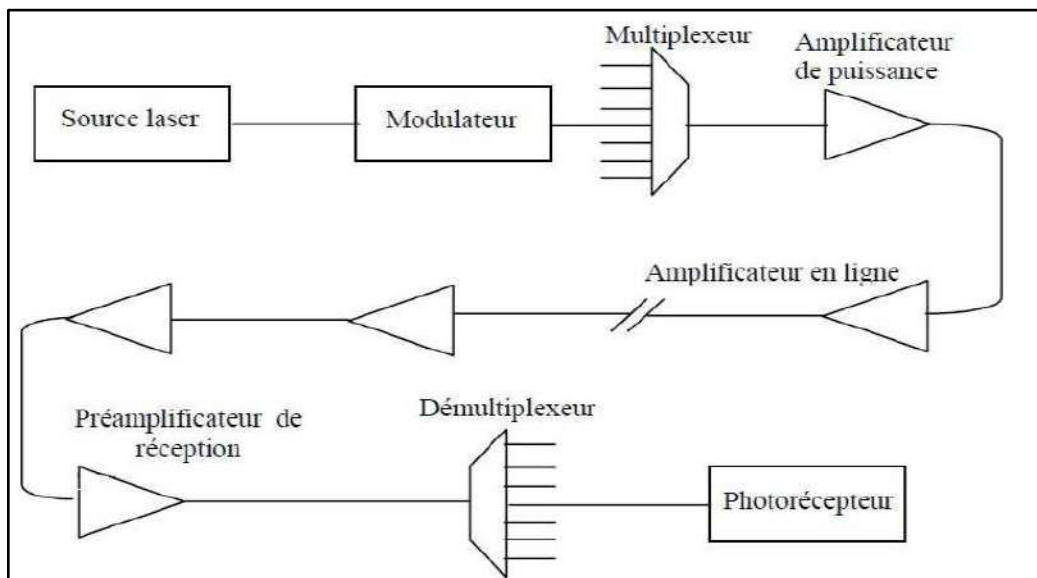


Figure II.2: structure générale d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers.

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 de l'intensité c'est-à-dire une modulation par tous ou rien.
- ✓ Dans le cas d'un système WDM (Wavelength Division Multiplexing) où chaque fibre transporte un multiplex de N canaux, on compte autant de sources que de canaux, ensuite qui permet de juxtaposer les différents canaux dans la bande.
- ✓ 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.
- ✓ Un préamplificateur (optique) de réception.
- ✓ Un démultiplexeur qui permet de séparer les différents canaux.
- ✓ Pour chaque canal, un photorécepteur qui convertit le signal optique en un signal électrique qui après filtrage et échantillonnage, permet de restituer l'information transmise.

II.3.1 Emetteur de lumière(Laser)

Light amplification by stimulated emission of radiation, Le principe consiste à exciter des électrons au moyen d'une source d'énergie. Ces électrons retournent à leur état fondamental en émettant des photons. Ceux-ci sont réfléchis par deux miroirs déposés en face à face, jusqu'à ce que le faisceau soit suffisamment puissant pour traverser le miroir semi réfléchissant.[21]

Le laser fonctionne grâce à trois types d'actions :

a. L'absorption: Ce processus consiste en l'absorption d'un photon du rayonnement d'énergie produit par le laser faisant passer l'atome d'un niveau d'énergie E_n vers un niveau d'énergie $E_{n'}$. [21]

b. L'émission spontanée: Lors d'une émission spontanée, un atome dans un état excité n' peut se désexciter vers un état n , même en l'absence de rayonnement. Le rayonnement est émis dans une direction aléatoire. Ce processus correspond à l'émission d'un photon d'énergie ΔE dans une direction aléatoire. [21]

c. L'émission stimulée: L'émission stimulée est au cœur même du fonctionnement des lasers. Ce processus est en partie responsable de l'amplification de la lumière dans le laser. Elle se produit dans le milieu actif quand il y a inversion de population (lorsque le nombre d'atomes excités est plus important que le nombre d'atomes non excités) dans celui-ci. Le milieu actif est caractérisé par la présence de particules possédant au moins un état d'énergie excité métra stable. Une particule qui se trouve dans cet état le restera suffisamment longtemps pour que le phénomène d'émission stimulée puisse se produire. . [21]

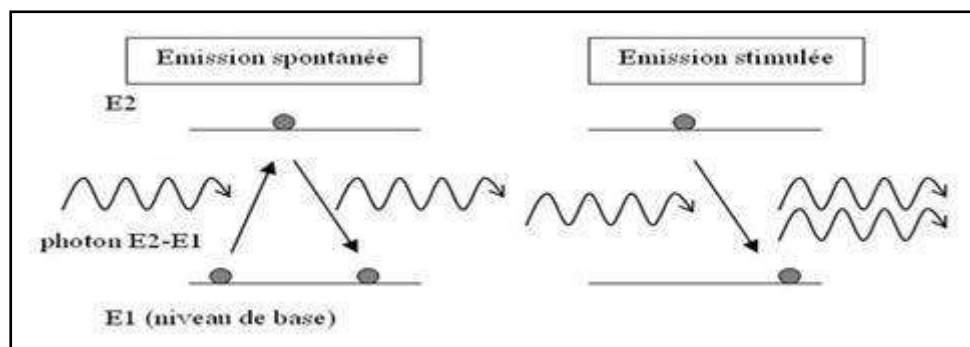


Figure II.3:principe fonctionnement d'un Laser

II.3.2 Multiplexeur/démultiplexeur en longueur d'onde

Le multiplexeur en longueur d'onde est défini comme étant un dispositif de dérivation avec un accès de sortie et un accès d'entrée, où la lumière à chaque accès d'entrée est restreinte à une gamme de longueurs d'onde présélectionnée et la sortie est une combinaison de la lumière provenant des accès d'entrée.

Par contre, le démultiplexeur en longueur d'onde est un dispositif qui effectue l'opération inverse. [22]

A. Principe : Disposant des sources émettant à des longueurs d'ondes différentes $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \dots, \lambda_n$, on a la possibilité de les coupler à une même fibre optique. A l'autre extrémité de la fibre, les signaux $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \dots, \lambda_n$ seront séparés spatialement vers des détecteurs différents. Le composant d'entrée devra introduire dans la fibre avec le minimum de pertes possible, les signaux issus de sources différentes: c'est un multiplexeur. Le composant effectuant l'opération symétrique est un démultiplexeur

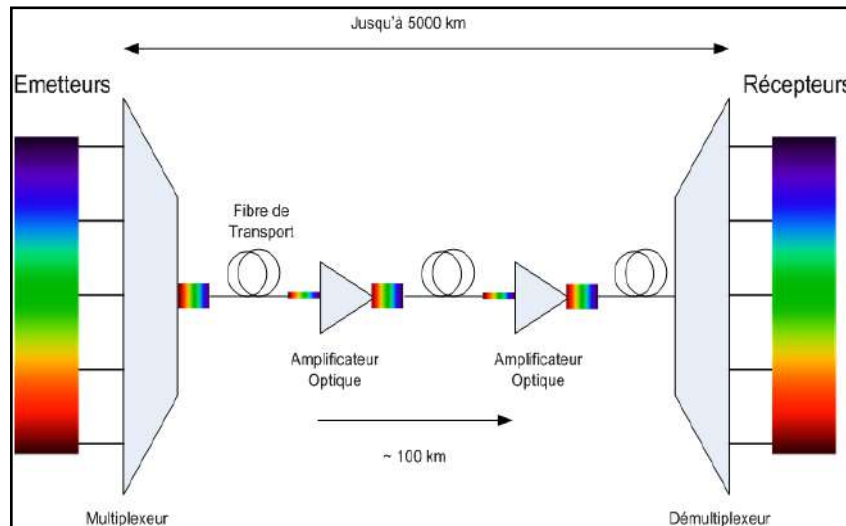


Figure II.4: Multiplexeur/Démultiplexeur en longueur d'onde

II.3.2.1 multiplexeur en longueur d'onde WDM: (Wavelength Division Multiplexing)

Lorsqu'il est nécessaire de moduler une grande quantité d'information sur une seule porteuse, il faut une largeur de bande plus grande. Pour maintenir un taux d'erreur constant, la puissance reçue doit être plus grande également. D'où pour une puissance d'entrée donnée, la distance de transmission est diminuée. Il existe une autre méthode qui consiste à utiliser un certain nombre de porteuses, chacune ayant une longueur d'onde différente. De cette façon, la largeur de bande de modulation de chaque porteuse peut être réduite tout en maintenant la même largeur de bande totale et une grande distance de transmission. C'est la technique du multiplexage de longueur d'onde ou WDM (Wavelength Division Multiplexing) en anglais. Bien évidemment, dans les réalisations de multiplexage en longueur d'onde, les sources optiques utilisées doivent être stables. [22]

II.3.3 Amplification optique

C'est une fonction essentielle en transmission, l'amplificateur optique permet de dépasser la limite imposée par l'atténuation de la fibre puisque, alors la puissance envoyé en ligne peut être considérablement augmentée et que le signal peut être réamplifié au cours de sa propagation, au prix de la l'addition de bruit : cette utilisation a conduit à la notion de système amplifié. L'amplificateur en ligne se substitue aux répéteurs-régénérateurs intermédiaires.

En suite, ce dispositif sera utilisé comme préamplificateur, il améliore considérablement la sensibilité des photorécepteurs. [6]

II.3.4 Récepteur de lumière

Le photo-détecteur est un composant essentiel dans les communications par fibres optiques. Son rôle est de traduire le signal optique envoyé par la fibre optique en signal électrique, qui sera traité par des dispositifs électroniques. Les photo-détecteurs les plus utilisés dans les systèmes de transmission par fibre optique sont les photodiodes PIN ou APD

II.3.4.1 photodiode PIN

La photodiode PIN est un composant semi-conducteur de l'optoélectronique. Elle est utilisée comme photo-détecteur dans de nombreuses applications industrielles. Sa particularité vient de sa jonction composée d'une zone intrinsèque intercalée entre une région fortement dopée P et une autre fortement dopée N. Cette photodiode, polarisée en inverse, est réalisée à partir de trois couches de semi-conducteur. Deux couches fortement dopées P⁺ et N⁺ entre lesquels existe une couche de grande résistivité (presque intrinsèque) où il existe très peu de charges mobiles. Les photodiodes PIN sont les plus utilisés car elles sont peu coûteuses et simples à utiliser avec une performance satisfaisante. [24]

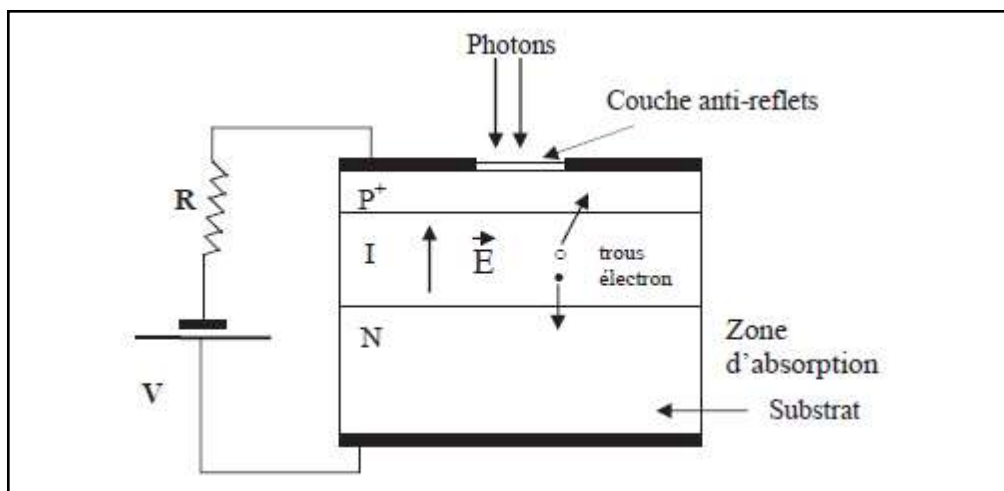


Figure. II.5: Photodiode PIN.

II.3.4.2 Bruit

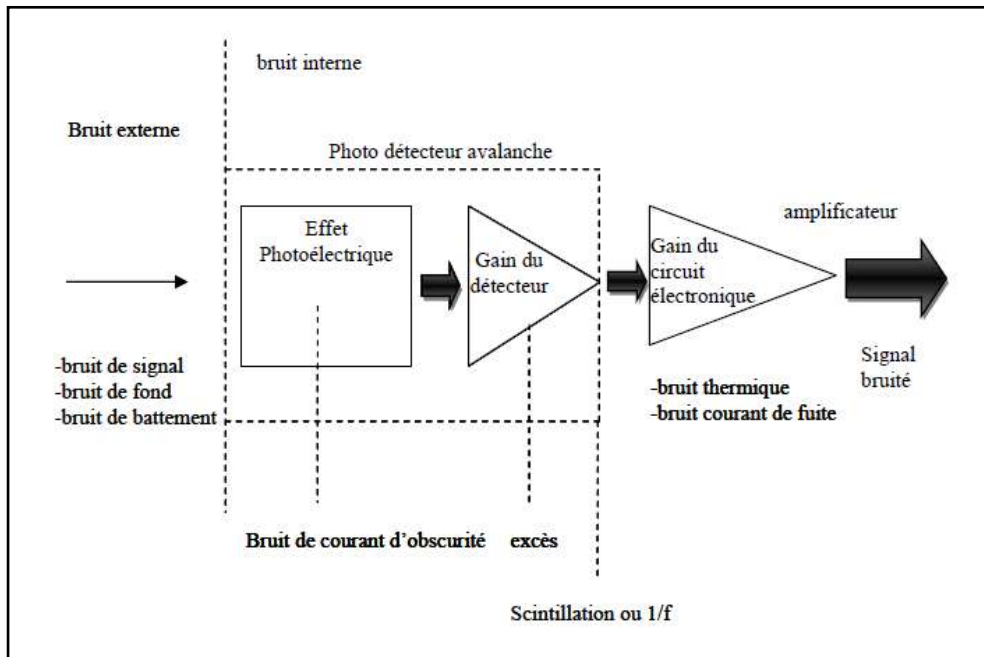


Figure. II.6: Diagramme des différents bruits qui apparaissent au cours de la détection amplification optique

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.
- **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 [25]
- **Le bruit quantique**, qui provient des fluctuations intrinsèques de la photo-production des paires électriques porteuses, est fondamental. Dans la photodiode sans gain avalanche, le bruit thermique, qui apparaît 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, Malgré cela, les photodiodes avalanche apportent une amélioration sensible des réceptions optiques à détection directe. [26]

II.4 Structure développée d'un système de transmission optique dans les réseaux des satellites lasers [15,16]

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.7) et (II.8) représentent respectivement les structures développées de l'émetteur et du récepteur dans les réseaux des satellites lasers

Le modèle de l'émetteur (II.7) comporte : un émetteur laser, télescope à éléments en phase (telescope phased array), unité de contrôle et un générateur des vibrations aléatoires.

Le modèle de récepteur (II.8) 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 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 créée 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.

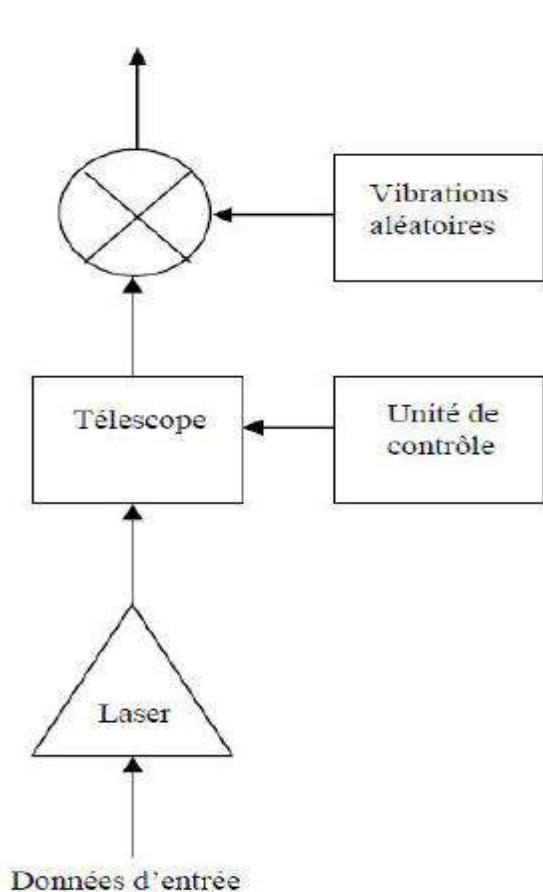


Figure. II.7: Modèle d'émetteur

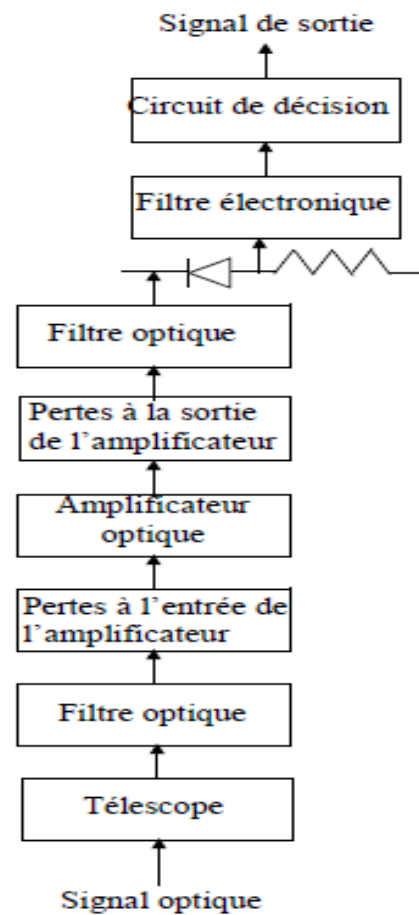


Figure. II.8: Modèle de récepteur

II.5 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.5.1 sources externes

Ces sources sont nombreuses et distinctes et on peut citer quelques unes

- ✓ 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 [27]

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.

b- Attraction de la lune et du soleil [27]

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, 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.9).

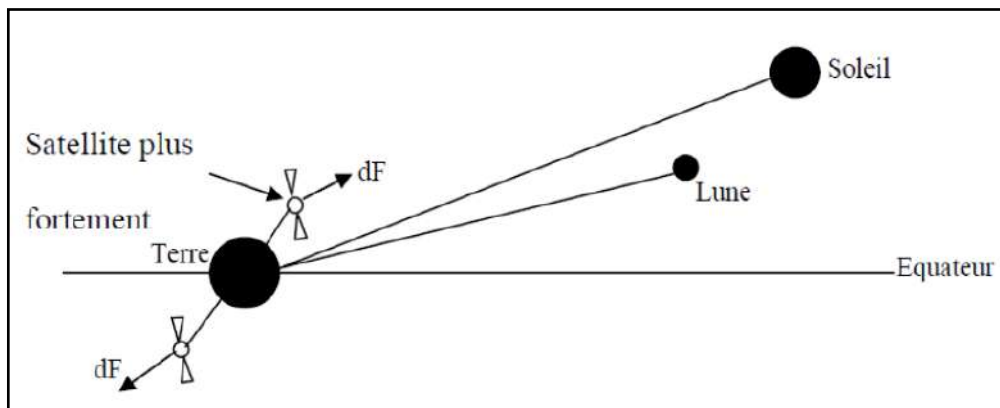


Figure II.9: Effet de l'attraction de la lune et du soleil.

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.

c- Pression des radiations solaires

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 Γ (m/S^2) due à la pression de radiation égale à :

$$\Gamma = 6.77 \cdot 10^{-6} S_a/m \quad (\text{II.1})$$

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, 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-Trainée aérodynamique [27]

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:

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

Où

ρ_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 céleste 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.5.2. Les sources internes [28]

Ces sources comportent

- ✓ 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.

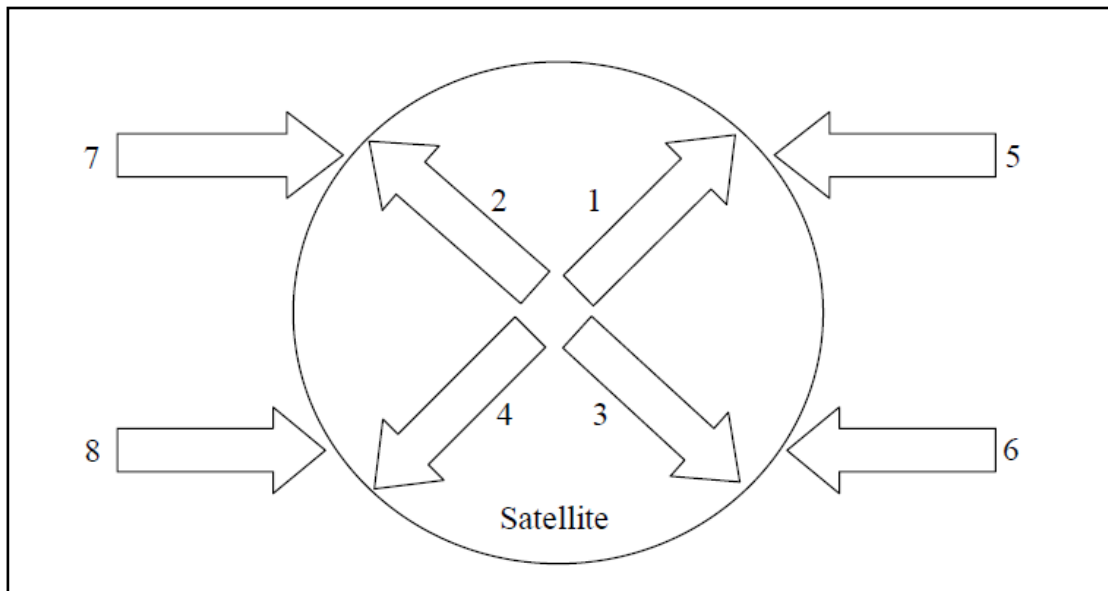


Figure. II.10: Les sources des vibrations

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.

III.1 Introduction

La communication entre les satellites peut rendre possible la communication à haute vitesse entre les différents endroits sur terre. Le principe de communication nécessite au moins deux satellites. Dans le but de se communiquer, le satellite émetteur doit suivre la balise du satellite récepteur afin d'avoir un meilleur rendement. [2,6]

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

III.2 Optimisation de l'ouverture du télescope émetteur avec les amplitudes de vibrations:

III.2.1 Modèle des vibrations:

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. [29] Deux modèles simples sont utilisés. : Le modèle de Rayleigh et le modèle de Gauss. Le model de Rayleigh est utilisé souvent lorsque le bruit de poursuite est le bruit dominant.

L'erreur dans l'angle d'élévation suit une loi de distribution normale avec une densité de probabilité donnée par l'équation. [2]

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

Où :

σ_v : L'écart type de l'angle d'élévation.

θ_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 [16] :

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

Avec:

σ_H : L'écart type de l'angle azimut.

θ_h : L'angle azimut.

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

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

Par symétrie nous avons :

$$\sigma_v = \sigma_h = \sigma_\theta \quad (\text{III.4})$$

Où σ_θ 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 de 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 [16] :

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

Dans le système de pointage, les amplitudes des vibrations qui représentent à la fois les déviations du signal de pointage sont données par [16]:

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

Où :

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

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

III.2.2 Modèle des équations

La puissance optique reçue par le satellite récepteur P_R est donnée par l'équation :

$$P_R = K \cdot L \quad (\text{III.8})$$

Le facteur K est défini par l'équation suivante[16] :

$$K = \eta_T \cdot \eta_R \left(\frac{\lambda}{4 \cdot \pi \cdot Z} \right)^2 G_R \cdot G_T \cdot P_T \quad (\text{III.9})$$

Où:

η_T, η_R : Le rendement quantique de l'émetteur, et du récepteur respectivement.

λ : La longueur d'onde.

Z : La distance entre deux satellites.

G_R : Le gain du récepteur défini par :

$$G_R = \left(\frac{\pi \cdot D_R}{\lambda} \right)^2 \quad (\text{III.10})$$

D_R : L'ouverture du télescope récepteur.

G_T : Le gain du télescope émetteur donné par :

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

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

P_T : La puissance optique émise.

L : Le facteur de pertes, il définit l'atténuation du signal reçu à cause des vibrations, et il est donné par [16] :

$$L = \exp(-G_T \cdot \theta^2) \quad (\text{III.12})$$

Où :

θ : L'erreur dans l'angle de pointage.

Le facteur du gain FG est donné par la relation :

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

Tel que :

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

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

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

III.2.3 Modèle de performance

On suppose que le récepteur comprend un photo-détecteur avec le mode de détection directe. Dans de tel système la valeur du taux de bit d'erreur BER est donnée par [17] :

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

$P_1(\theta)$: Le signal optique reçu 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.

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

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

R : Le coefficient de conversion de la photo détecteur, donné par :

$$R = M \frac{qn}{hv} \quad (\text{III.16})$$

M : le facteur de multiplication avalanche.

q : la charge de l'électron.

n : le rendement quantique de la diode.

h : la constante de Planck.

v : la fréquence optique.

La fonction d'erreur est donnée par :

$$\operatorname{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \cdot \int_0^x \exp(-y^2) dy \quad (\text{III.17})$$

En remplaçant (III.17) dans (III.15), on aura :

$$BER \approx \frac{1}{2} \int_0^\infty \left(1 - \left(\frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x \exp(-y^2) dy \right) \right) \cdot f(\theta) d\theta \quad (\text{III.18})$$

tel que :

$$x = \frac{R \cdot (P_1(\theta) - P_0(\theta))}{\sqrt{2} \cdot (\sigma_1(\theta) - \sigma_0(\theta))} \quad (\text{III.19})$$

En remplaçant (III.6) dans (III.18) :

$$BER \approx \frac{1}{2} \int_0^\infty \left(1 - \left(\frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x \exp(-y^2) dy\right)\right) \cdot \frac{\theta}{\sigma_\theta^2} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2}\right) d\theta \quad (III.20)$$

Pour simplifier l'équation (III.20), nous supposons que :

$$P_0(\theta) = 0 \quad (III.21)$$

$$P_1(\theta) = P_R \quad (III.22)$$

$$H = \sigma_1(\theta)/\sigma_0(\theta) \quad (III.23)$$

L'équation (III.19) devient :

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

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

$$x = \frac{R.P_T.\eta_T.\eta_R.\left(\frac{\lambda}{4.\pi.Z}\right)^2.G_{T0}.G_R.F_G.\exp(-G_{T0}.F_G.\theta^2)}{\sqrt{2}.\sigma_0(\theta).(1+H)} = Q.F_G.\exp(-G_{T0}.F_G.\theta^2) \quad (III.25)$$

Avec Q le facteur de qualité donné par:

$$Q = \frac{R.P_T.\eta_T.\eta_R.\left(\frac{\lambda}{4.\pi.Z}\right)^2.G_{T0}.G_R}{\sqrt{2}.\sigma_0(\theta).(1+H)} \quad (III.26)$$

En remplaçant (III.25) dans (III.20), on aura :

$$BER \approx 0.5 - \frac{1}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[\int_0^{(Q.F_G.\exp(-G_{T0}.F_G.\theta^2))} \exp(-y^2) dy \right] \frac{\theta}{\sigma_\theta^2} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2}\right) d\theta \quad (III.27)$$

En faisant le changement de variable suivant :

$$u.\sqrt{2}.\sigma_\theta = \theta \quad (III.28)$$

On aura :

$$BER \approx 0.5 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[\int_0^{(Q.F_G.\exp(-2\sigma_\theta^2.G_{T0}.u^2.F_G))} \exp(-y^2) dy \right] . u. \exp(-u^2) du \quad (III.29)$$

Définissons deux nouvelles variables :

$$k = Q.F_G \quad (III.30)$$

$$S = \frac{2\sigma_\theta^2 \cdot G_{T0}}{Q} \quad (\text{III.31})$$

L'équation (III. 29) devient :

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

En dérivant l'équation (III.32) par rapport à k, on obtient :

$$\frac{\partial BER}{\partial k} = 0 \approx \frac{\partial}{\partial k} \left[0.5 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[\int_0^\infty (k \cdot \exp(-s \cdot k \cdot u^2)) \exp(-y^2) dy \right] u \cdot \exp(-u^2) du \right] \quad (\text{III.33})$$

En simplifiant l'équation (III.33), on obtient :

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

En utilisant les règles de Leibnitz pour la dérivation des intégrales, l'équation (III.34) devient :

$$\frac{\partial BER}{\partial k} = 0 \approx \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[u \cdot (1 - k \cdot s \cdot u^2) \exp(k^2 \exp(-2 \cdot k \cdot s \cdot u^2) - u^2(1 + k \cdot s)) \right] du \quad (\text{III.35})$$

Cette dérivation définit la valeur de k pour laquelle on aura un BER minimal. En résolvant numériquement l'équation (III.35) on aura [17] :

$$k_{optimal} = \frac{1.56}{\sqrt[3]{s}} \quad 0.01 \leq s \leq 0.1 \quad (\text{III.36})$$

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

A partir des équations (III.30), (III.31), et (III.36) nous trouverons :

$$F_G = 1.24^3 \sqrt[3]{\frac{1}{Q^2 \cdot \sigma_\theta^2 \cdot G_{T0}}} \quad (\text{III.37})$$

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

$$F_G = 1.24^3 \sqrt[3]{\frac{SF^2 \cdot SNR}{Q^2 G_{T0}}} \quad (\text{III.38})$$

A partir des équations (III.11), (III.13), (III.14) et (III.37) nous trouverons l'expression de l'ouverture optimal du télescope émetteur en fonction des amplitudes des vibrations σ_θ^2 tel que :

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

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

$$D_T = 1.11 \left(\left(\frac{SF}{Q} \right)^2 \cdot \left(\frac{SNR}{G_{T0}} \right) \right)^{\frac{1}{6}} \cdot D_{T0} \quad (III.40)$$

III.3 Interprétation des courbes

La figure (III.1), représente les variations des amplitudes de vibrations en fonction du rapport signal sur bruit SNR du système. On constate à partir de cette courbe que les amplitudes de vibrations varient inversement avec le SNR du système cela est dû au troisième corps qui se trouve dans le champ de poursuite du satellite alors 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.

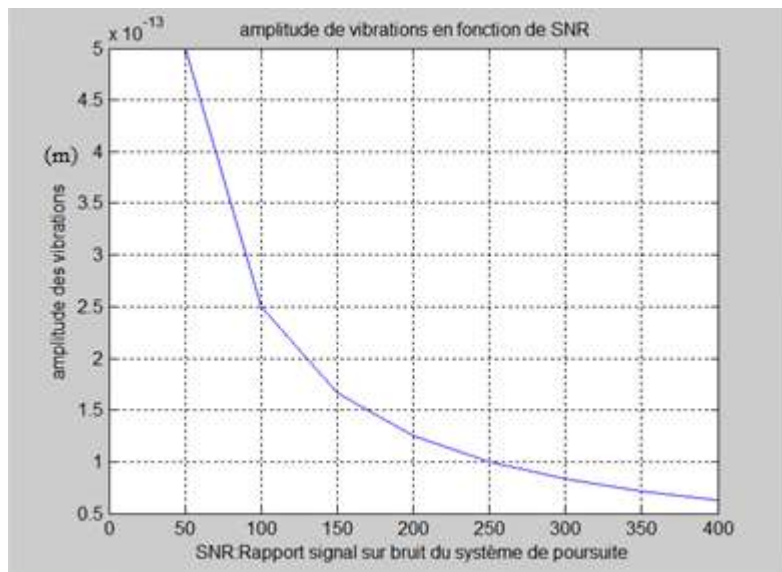


Figure III.1 : Les amplitudes des vibrations en fonction du SNR

La figure (III.2) représente les variations de l'ouverture du télescope émetteur D_T en fonction des variations du rapport signal sur bruit du système.

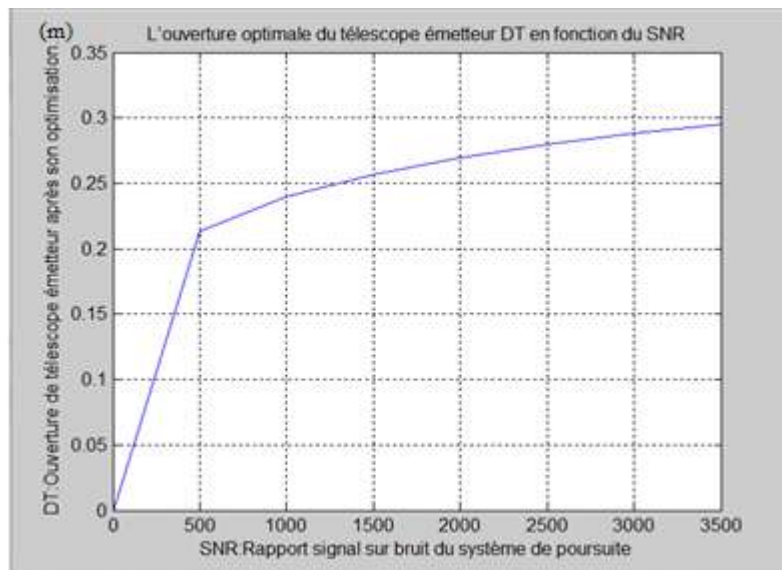


Figure III.2 : L'ouverture optimale du télescope émetteur D_T en fonction du SNR

On remarque que l'ouverture du télescope émetteur D_T n'est pas constante comme le cas d'avant l'adaptation D_{T0} , mais elle varie proportionnellement avec le SNR pour s'adapter aux variations de ce rapport, la valeur optimale de l'ouverture de télescope émetteur est 0.3 en mètres

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.

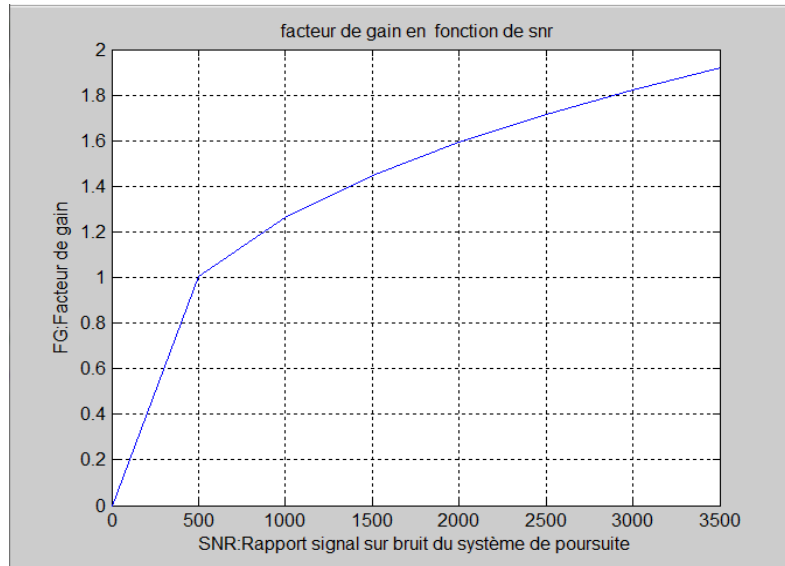


Figure III.3 : Le facteur du gain F_G en fonction du SNR

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

La figure (III.4), représente les variations de $k_{optimal}$ en fonction de S . On constate que le facteur $k_{optimal}$ varie inversement avec S . Pour des valeurs de S variant entre 0.01 et 0.1, $k_{optimal}$ varie entre 7.5 et 3.

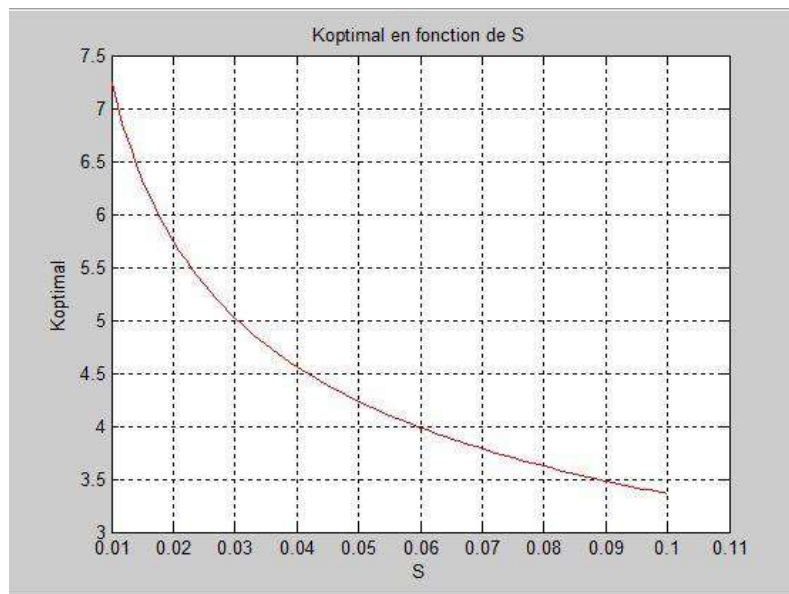


Figure III.4 : $k_{optimal}$ en fonction de S

La figure (III.5) représente les variations du facteur du gain F_G en fonction des amplitudes de vibrations.

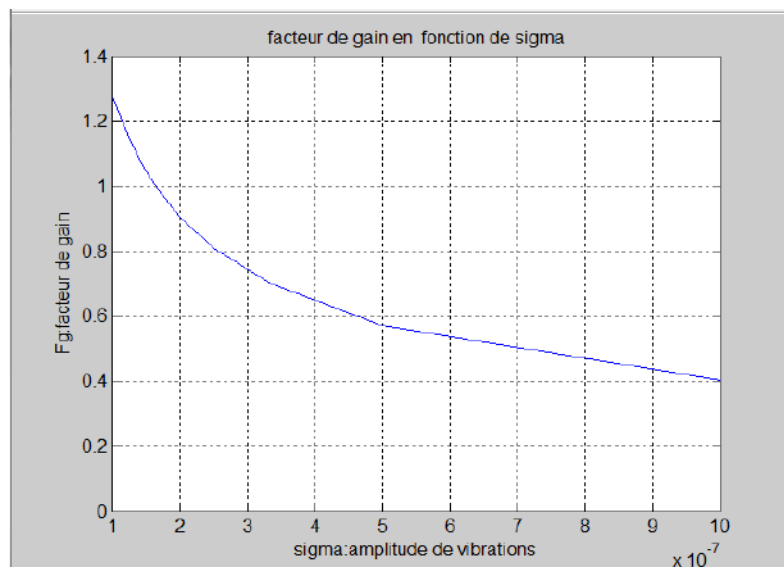


Figure III.5 : Le facteur du gain F_G en fonction des amplitudes des vibrations

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.

IV.1 Introduction

Ce chapitre est une étude pour traitons l'effet combiné des vibrations satellites causant des turbulences atmosphérique sur les performances du lien inter satellite. Les vibrations de pointage et les variations de l'indice de réfraction le long de la voie de transmission peuvent causer des fluctuations dans l'intensité et la phase du signal reçu conduisant à une augmentation de la probabilité d'erreur bit. [6] Dans cette étude, nous prenons un climat désertique et la ville de Hassi Messaoud est un exemple.

Ils développent un modèle mathématique de la probabilité d'erreur bit qui prend en compte à la fois les vibrations et les turbulences.

IV.2 Présentation de zone d'étude

Hassi Messaoud est une commune algérienne de la wilaya d'Ouargla, située à 86 km au sud-est d'Ouargla; à 172 km au sud de Touggourt et à 800 km au sud-est de la capitale Alger. L'économie de la ville est largement tournée vers l'exploitation de son pétrole. Elle est doté d'un climat désertique. Il n'y a pratiquement aucune précipitation toute l'année dans Hassi Messaoud. En moyenne la température à Hassi Messaoud est de 22.4 °C. Sur l'année, la précipitation moyenne est de 40 mm.[30]

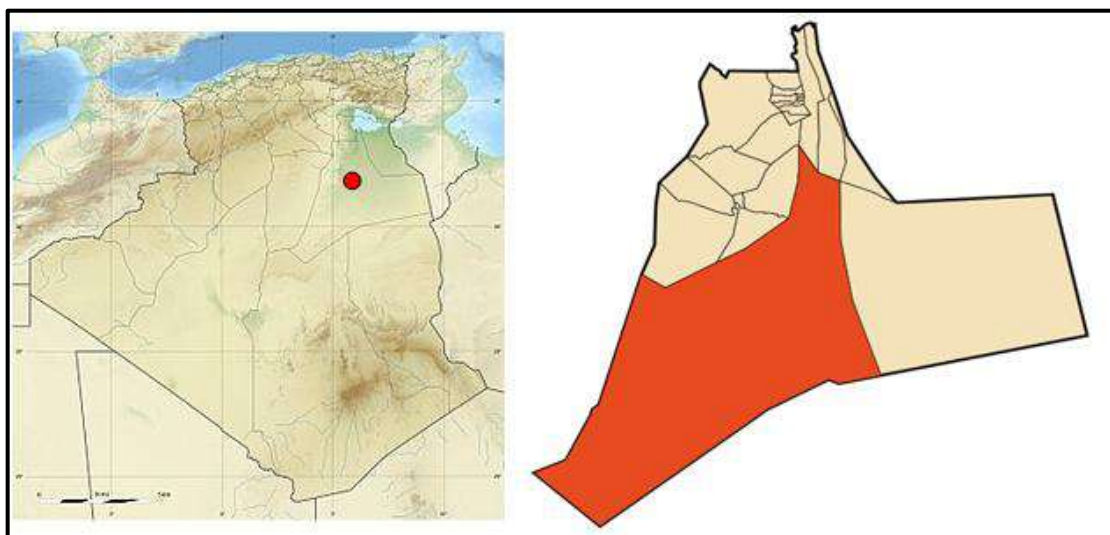


Figure IV.1 : la carte de la localisation de la zone de Hassi Messaoud

IV.3 Caractéristiques du climat désertique

Les diagrammes météorologiques de simulations de chaque heure de modèles météorologiques et sont disponibles pour chaque lieu sur la Terre.[30]

IV.3.1 Températures moyennes et précipitations

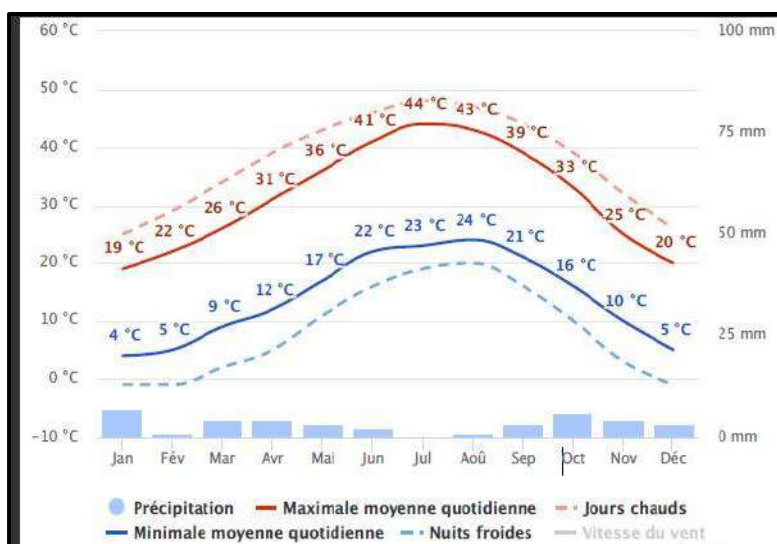


Figure IV.2 : Diagrammes de Températures moyenne et précipitations

La « maximale moyenne quotidienne » (ligne rouge continue) montre la température maximale moyenne d'un jour pour chaque mois pour la ville de Hassi Messoud. De même, « minimale moyenne quotidienne » (ligne bleu continue) montre la moyenne de la température minimale. Les jours chauds et les nuits froides (ligne bleues et rouge en pointillé) montrent la moyenne de la plus chaude journée et la plus froids nuit de chaque mois des 30 dernières années.

IV.3.2 Températures maximales

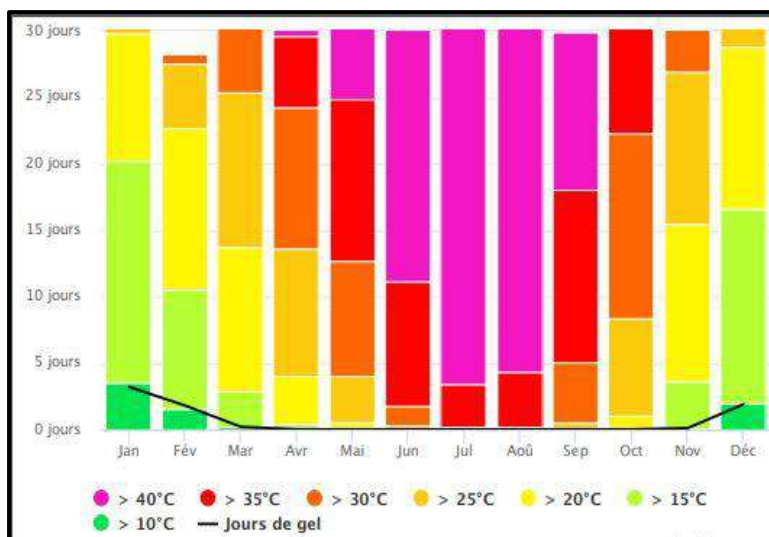


Figure IV.3 : Diagrammes de Températures maximales

Le diagramme de la température maximale à Hassi Messoud montre le nombre de jours par mois qui atteignent certaines températures, a très peu de jours en dessous de 40°C en Juillet.

IV.3.3 Ciel nuageux, soleil et jours de précipitations

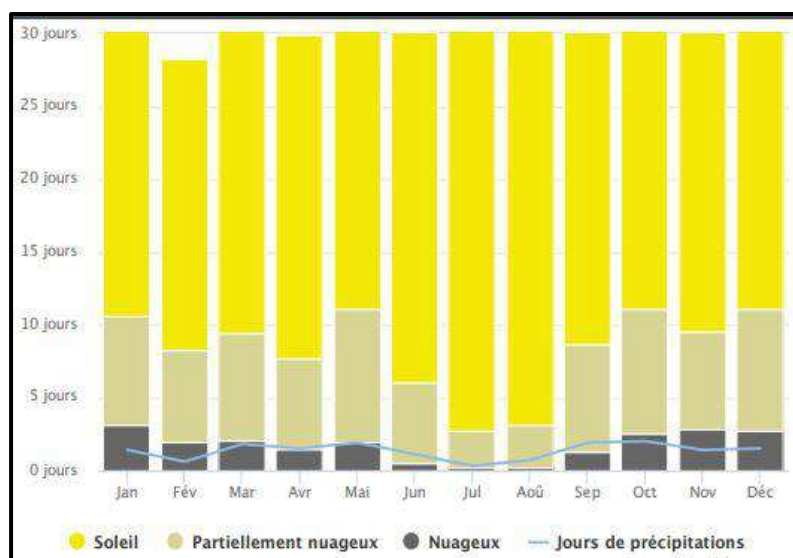


Figure IV.4 : Diagrammes de Ciel nuageux, soleil et jours de précipitations

Le graphique montre le nombre mensuel de jours ensoleillés, partiellement nuageux, nuageux et de précipitations. Les jours avec moins de 20% de la couverture nuageuse sont considérés comme des jours ensoleillés, avec 20- 80% de la couverture nuageuse, comme partiellement ensoleillés et plus de 80% comme nuageux.

IV.3.4 précipitations

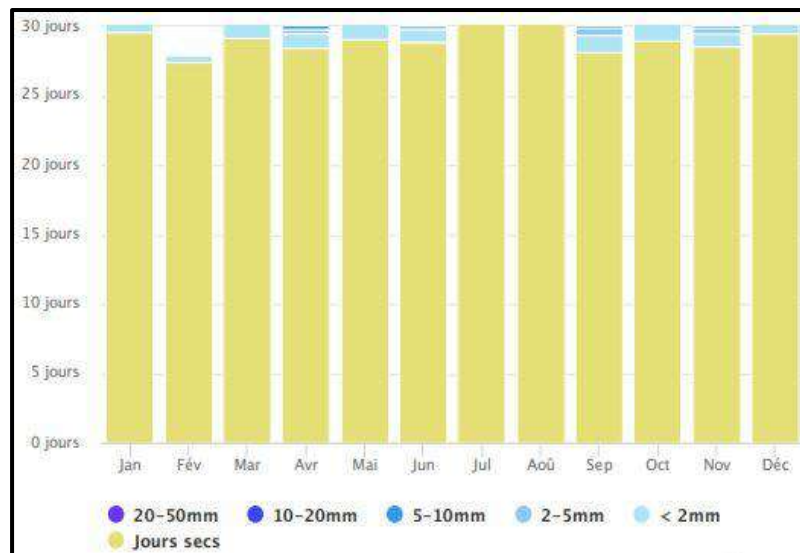


Figure IV.5 : Diagrammes de précipitations

Le diagramme de la précipitation pour Hassi Messaoud indique depuis combien de jours par mois, une certaine quantité de précipitations est atteinte. Dans les pluies tropicales et la mousson peut être sous-estimée.

IV.3.5 Vitesse du vent

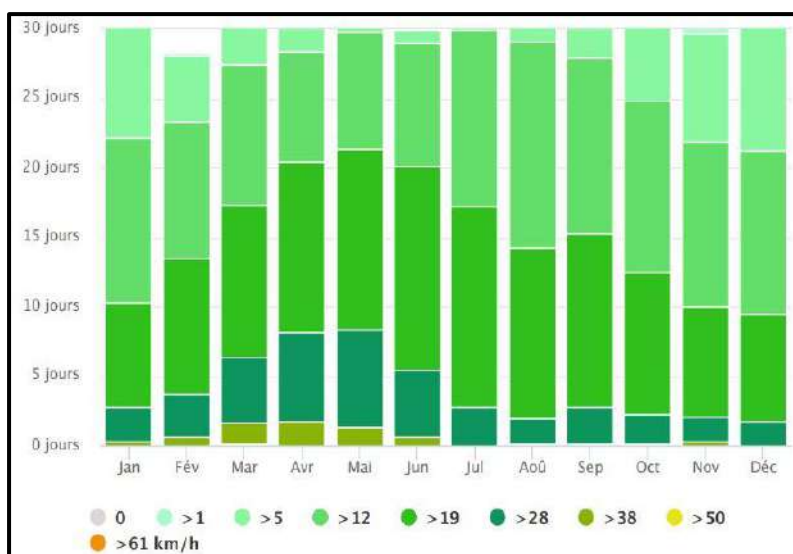


Figure IV.6 : Diagrammes de Vitesse du vent

Le diagramme de Hassi Messaoud montre les jours par mois, pendant lesquels le vent atteint une certaine vitesse. Ou la mousson crée des vents forts et réguliers de Décembre à Avril et des vents calmes de Juin à Octobre.

IV.4 Modèle atmosphérique de turbulence

Le phénomène de la turbulence est le résultat des changements aléatoires de l'indice de réfraction atmosphérique. Les variations de l'indice de réfraction sont dues aux gradients de température entre l'atmosphère, la terre, qui à leur tour cause les courants et les vents d'air qui pénètrent dans les strates supérieures de l'atmosphère. L'indice de réfraction stationnaire de l'atmosphère (n) est en fonction de la température, de pression, de longueur d'onde et d'humidité. L'indice est donné par [31,32]

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

Où

P: est la pression atmosphérique (millibars),

T: est la température (k),

q : est l'humidité spécifique (gm^{-3})

λ : est la longueur d'onde.

La théorie de Kolmogorov est utilisée généralement pour traiter le comportement stochastique de l'indice de réfraction. Selon cette théorie l'indice de réfraction est la somme d'un composant fixe et variable.

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

Où

n_0 : est l'indice de réfraction moyen

\vec{r}

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

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

IV.5 Mise en équation de problème

Le signal optique reçu au récepteur est obtenu en multipliant la puissance d'émetteur par les facteurs convenables de profit et de perte. Ceci peut se résumer comme.[31]

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

Où

P_T : est la puissance optique d'émetteur,

η_T : Le rendement quantique de l'émetteur

η_R : Le rendement quantique de récepteur.

λ : est la longueur d'onde,

G : est le gain d'amplificateur optique

Z : est la distance entre l'émetteur et le récepteur.

Le paramètre $\left(\frac{\lambda}{4\pi z} \right)$: est la perte de l'espace libre.

G_R : est le gain du récepteur définit par l'équation (III.10).

G_T : est le gain du télescope émetteur donné par l'équation (III.11),

L_A : est la perte atmosphérique et $L_T(\theta)$ le facteur de pertes. Ce dernier définit l'atténuation du signal reçu à cause des vibrations il est donné par l'équation (III.12).

I : est La puissance reçu normalisée est liée à l'amplitude X est donné par

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

Nous considérons la modulation d'intensité OOK (on-off keying) dans cette détection non cohérente, le récepteur convertit la puissance optique en un signal électrique par une photodiode PIN. Le taux de conversion est défini par le responsivité de détecteur (RPD) .Notre récepteur intègre le signal reçu pendant une période d'un bit et à la fin de la période d'intégration prend une décision si le signal reçu est on ou off. Nous désignons par y le signal électrique avant la prise de décision. Nous supposons que le bruit peut être modelé par le bruit gaussien qui est statistiquement indépendant du signal reçu, avec une moyenne nul et la covariance σ_N^2 . Le récepteur connaît la distribution de l'erreur de pointage et l'intensité des turbulences, ainsi que l'affaiblissement du signal instantané du canal. Le signal y est décrit par les densités conditionnelles suivantes quand le bit transmis est (on/off) respectivement [33]:

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

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

De, l'algorithme de probabilité a posteriori maximum (maximum a posteriori probabilité MAP) décode le bit \hat{S} comme :

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

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

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

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

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

La probabilité de bit-erreur est donnée par

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

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

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

Et

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

$f_{\theta}(\theta)$: est la densité de probabilité de l'erreur dans l'angle de pointage radial, et elle est donnée par l'équation (III.5)

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

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

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

Nous substituons alors

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

$$v = \frac{X-E[X]}{\sqrt{2}\sigma_X} \quad (IV.16)$$

Utilisant la fonction erreur complémentaire définie ci-dessous

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

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

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

Conclusion générale

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

Des améliorations considérables ont été introduites dans la structure standard du réseau satellite, parmi ces améliorations, c'est l'utilisation du télescope dont le gain est adapté aux amplitudes des vibrations.

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

Le dernier chapitre est une étude sur les effets de la turbulence atmosphérique sur les systèmes de communication optiques. Ils développent un modèle mathématique de la probabilité d'erreur bit qui prend en compte à la fois les vibrations et les turbulences. Pour améliorer la probabilité d'erreur bit (BEP).

Ce travail va constituer une introduction qui pourra prendre des directions de recherches variées.

Références bibliographiques :

- [1] Eva Ekstrand (2005): *Les premiers satellites Galileo Élément de Validation en Orbite de Galile*, Division Publications de l'ESA ESTEC, Agence spatiale européenne, ISSN : 0250-589, P:24.
- [2] S.Arnon, S.Rotman and N. S. Kopeika;(1998):*Optimum transmitter optics aperture for satellite optical communication*, IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, Vol.34,NO 2, pp.596.
- [3] J. Louis and Jr. Ippolito(2008):*Satellite Communications Systems Engineering* , 1st Edition John Wiley & Sons Ltd, *Washington, DC, USA*.
- [4] M. Kermani(2001):*Modélisation des vibrations dans la communication optique par les satellites lasers*, Thèse de magister, Université de Constantine.
- [5] H. Hemmati(2008):*Near-Earth Laser Communications*, CRC Press Taylor & Francis Group.
- [6] Malika OUACIFI(2009): *Modélisation des vibrations au niveau des satellites lasers*,Thème de magister université de Batna.
- [7]Michel Capderou (2003): *Satellites orbites et missions*. Springer- Verlag France
- [8] E. Altman, A. Ferreira, J. Galtier (1999):*Réseaux satellitaires de télécommunications* .
- [9] A. Jamalipour(1998) : *Low earth orbital satellites for personal communication networks*,Artech House, Boston. London.
- [10] S. Ohmori, H. Wakana and S. Kawase(1998):*Mobile satellite communications*, Artech House, Boston. London.
- [11] R. E. Bruce(2008):*Introduction to Satellite Communication*, third edition, Artech House.
- [12] Nour el houda HEDJAZI (2009): *Optimisation du problème du Handover dans les constellations de satellites en orbites basses*, Thème de Magister, Université de Batna.
- [13] J.R.Wertz and W.J.Larson(1991):*Space Mission Analysis and Design*, Space Technology Library ed: Kluwer Academic Publishers.
- [14] A. E. Roy(1988):*Orbital Motion*, 3rd ed : Adam Hilder, Bristol and Philadelphia.

Références bibliographiques

- [15] S. Arnon and N. S. Kopeik(1997): *performance limitations of free-space optical communication satellite networks due to vibrations: direct detection digital mode* , Optical Engineering, Vol. 36, no. 11, pp. 3148–3157.
- [16] S. Arnon and S. Kopeika(1997):*Laser Satellite Communication Network Vibration Effect and Possible Solutions*, Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers, Vol. 85, NO.10 pp.1646-1661.
- [17] M.H. Hadjitheodosiou, A. Ephremides and D. Friedman: *broadband access via satellite*, University of Maryland , CSHCN , College Park.
- [18] ITU (International Telecommunication Union) (2002): *Handbook on satellite communications*, 3rd Ed. Wily Interscience.
- [19] P.I.Klein and R.Soifer (Oct. 1975): *Intersatellite communication using an AMSATOSCAR 6 and AMSAT-OSCAR 7 radio amator satellites*, Proc. IEEE, pp.1526-1527.
- [20] C. C. Chen and C. S. Gardner(March 1989): *Impact of random pointing and tracking errorson the design of coherent and incoherent optical intersatellite communication links*, IEEE Trans. Commun., Vol. 37, pp. 252–260.
- [21] P. A. Hilton (2002), *In the Beginning...*, Intl Congr on Appl on Application of Lasers and Electro-Optics (ICALEO'2002), Scottdales, USA
- [22] Raharimanitra .F.N (2012):*Contribution à l'étude des architectures basées sur le multiplexage en temps et en longueur d'onde dans le réseau d'accès, permettant la migration vers la nouvelle génération de PON (NG-PON) a 10 Gbits/s*. Thèse de doctorat présenté a télécom Bretagne, Université de Bretagne-sud, France.
- [23] Bruno Beauquier (20 Jul 2010): *Communication in Wavelength Multiplexed Optical Networks*,
- [24] Dellal A. et Essafi E.(juin 2010): *Etude de l'amplification dans les systèmes de transmission par fibre optique*, Mémoire de fin d'étude pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en télécommunication, INTTIC.
- [25] P.Halley(1985), *Les systems à fibres optiques*, Edition Eyrolles.
- [26] E.Yablonivitch and al(2003), *Optoelectronic quantum telecommunication based on Spins In Semiconductors*,*Proceedings of the IEEE*, vol 91 N° 5 May
- [27] G.Maral, *Système de télécommunications par satellite*, Technique de l'ingénieur, traité d'électronique volume E7

Références bibliographiques

- [28] S. Arnon (1998): *Use of satellite natural vibrations to improve performance of free-space satellite laser communication*, Applied Optics, Vol. 37, No. 21, pp. 5031-5036.
- [29] Al-Gobi Mohammed (2011): *Etude et Modélisation de la Transmission dans les Satellite Laser*, Thème de magister, Université de Batna
- [30] Meteobleu (2018), Climat Hassi Messaoud, www.meteoblue.com/fr/meteo/prevision/modelclimate/hassi-messaoud_algerie_2494029, 06/2018.
- [31] S. Arnon (1998), *Optical wireless communication*, chapter in the Encyclopedia of Optical Engineering (EOE), R. G. Driggers ed., Marcel Dekker, in press (Invited).
- [32] N. S. Kopeika (1998), *A System Engineering Approach to Imaging*, SPPIE.
- [33] S. Karp, R. M. Gagliardi, S. E. Moran, and L. B. Stotts (1988), *Optical Channels*, Plenum Press, New York, 1988.

Résumé:

L'utilisation du laser comme un support de transmission à une grande importance dans la communication sans fil, ce qui en fait largement utilisé dans la communication par satellite, parmi les avantages les plus importants; bande passante large et grande résistance contre l'espionnage. Cependant, ces satellites ont des problèmes persistants en raison de perturbations et vibration internes et externes, menant à un manque d'informations reçues et envoyées, Manque d'efficacité des satellites; Plusieurs études ont été menées pour réduire ou minimiser les effets de ces troubles pour assurer une connectivité de bonne qualité et une efficacité de travail acceptable pour les satellites.

Mots-Clés: laser, support de transmission, la communication sans fil, satellite, perturbations et vibration

Summary:

The use of laser as a transmission medium of great importance in wireless communication, making it widely used in satellite communication, among the most important benefits; Broad bandwidth and great resistance against spying. However, these satellites have persistent problems due to internal and external disturbances and vibrations, leading to a lack of information received and sent, Lack of efficiency of satellites; several studies have been conducted to reduce or minimize the effects of these disorders to ensure good connectivity and acceptable work efficiency for satellites.

Keywords: laser, transmission medium, wireless communication, satellite, disturbance and vibration.

ملخص:

استخدام الليزر كوسيلة نقل ذات أهمية كبيرة في الاتصالات اللاسلكية، مما يجعلها تستخدم على نطاق واسع في الاتصالات عبر الأقمار الصناعية، من بين أهم الفوائد؛ نطاق ترددي واسع ومقاومة كبيرة ضد التجسس. ومع ذلك، فإن هذه الأقمار الصناعية تعاني من مشاكل مستمرة بسبب الاضطرابات والاهتزازات الداخلية والخارجية، مما يؤدي إلى نقص المعلومات التي يتم تلقيها وإرسالها، وعدم كفاءة الأقمار الصناعية؛ وقد أجريت العديد من الدراسات لتقليل أو تقليل آثار هذه الاضطرابات لضمان اتصال جيد وكفاءة عمل مقبولة للأقمار الصناعية.

كلمات دالة: الليزر، وسيلة إرسال، الاتصالات اللاسلكية، الأقمار الصناعية، الاضطرابات والاهتزازات