

République Algérienne Démocratique et Populaire  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



**Université Batna 2 – Mostefa Ben Boulaïd**

**Faculté de Technologie  
Département D'électronique**



**Thèse**

Présentée pour l'obtention du diplôme de :  
**Doctorat en Sciences en Electronique**  
**Option : Micro-Ondes et Traitement du Signal**

Sous le Thème :

**Contribution à la modélisation des vibrations et des  
turbulences dans les satellites optiques**

Présentée par :

**CHENINA Hachemi**

**Devant le jury composé de :**

M. FORTAKI Tarek	Prof.	Université de Batna 2	Président
M. BENATIA Djamel	Prof.	Université de Batna 2	Rapporteur
M. BOULAKROUNE M'Hamed	Prof.	ENP Constantine	Co-Rapporteur
M. BENABDELKADER Souad	MCA	Université de Batna 2	Examineur
M. BENSLAMA Malek	Prof.	Université de Constantine 1	Examineur
M. BEDRA Sami	MCA.	Université de Khenchela	Examineur

**06.Nov.2022**

## **Remerciements**

En premier lieu, je tiens à remercier mon directeur de thèse, le professeur BENATIA Djamel, pour la confiance qu'il m'a accordée en acceptant d'encadrer ce travail doctoral, pour ses multiples conseils et pour toutes les heures qu'il a consacrées à diriger cette recherche. J'aimerais également lui dire à quel point j'ai apprécié sa grande disponibilité et son respect sans faille des délais serrés de relecture des documents que je lui ai adressés. Enfin, j'ai été extrêmement sensible à ses qualités humaines d'écoute et de compréhension tout au long de ce travail doctoral.

Je voudrais remercier mon co-directeur de thèse, le professeur BOULAKROUNE M'Hamed; professeur à ENP Constantine pour son aide, pour la qualité de son encadrement, sa rigueur, sa disponibilité, ses remarques fructueuses, ses directives précieuses et le soutien qu'il m'a apporté durant ces années de thèse et qui m'ont aidé à accomplir ce travail.

Je remercie profondément le professeur Tarek FORTAKI, pour l'honneur qu'il m'a fait en présidant le jury.

J'aimerais également remercier Mme. BENABDELKADER Souad, maître de conférences à l'Université de Batna2, Mr. Malek BENSLAMA Professeur à l'Université de Constantine 1, et Mr. BEDRA Sami maître de conférences A à l'Université de Khenchela d'avoir accepté de participer dans ce jury et d'examiner ce travail.

اهداء

## ملخص

لاستعمال الليزر أهمية بالغة في الاتصالات اللاسلكية مما جعله محل استعمال واسع في الاتصالات الفضائية ومن أهم فوائده الشريط النافذ الواسع و مقاومة كبيرة ضد التشويش و التجسس وناخذ كمثال على هذه الأقمار القمر الأمريكي نفير . و مع ذلك فإن هذه الأقمار تعاني مشاكل مستمرة بسبب الاضطرابات الداخلية و الخارجية مما يؤدي إلى نقص المعلومات المستقبلة والمرسلة و بالتالي نقص كفاءة القمر الصناعي ولقد أنجزت عدة دراسات للحد من نتائج هذه الاضطرابات أو التقليل من آثارها خاصة فيما يتعلق بكوكبة من الأقمار الصناعية لأن آثار هذه الاضطرابات تتجمع من قمر صناعي الى اخر و بالتالي تتضاعف آثار الاضطراب. في هذا العمل نمذجة لدراسة هذه الاضطرابات مع وضع حلول لها مما يضمن اتصال ذو نوعية جيدة وكفاءة عمل مقبولة لكوكبة من الأقمار الصناعية.

## Summary

The use of lasers is of great importance in wireless communications, which made it the subject of wide use in satellite communications. One of its most important benefits is the wide bandwidth and great resistance against jamming and spying. We take an example of these American satellites, the Navire. However, these satellites suffer from persistent problems due to internal and external disturbances, which leads to a lack of received and transmitted information, and thus to a lack of efficiency of the satellite. Several studies have been done to reduce the results of these disturbances or reduce their effects, especially with regard to a constellation of satellites because the effects of these disturbances gather from one satellite to another, so the effects of the disturbance multiply. In this work, solutions have been proposed by modeling the various disturbances, which leads to good quality communication for a better constellation of satellites.

## Résumé

L'utilisation de lasers revêt une grande importance dans les communications sans fil, ce qui en fait un sujet largement utilisé dans les communications par satellite. L'un de ses avantages les plus importants est la large bande passante et la grande résistance contre le brouillage et l'espionnage. Nous prenons un exemple de ces satellites américains, le Navire. Cependant, ces satellites souffrent de problèmes persistants dus à des perturbations internes et externes, ce qui conduit à un manque d'informations reçues et transmises, et donc à un manque d'efficacité du satellite. Plusieurs études ont été réalisées pour réduire les résultats de ces perturbations ou réduire leurs effets, notamment en ce qui concerne une constellation de satellites, car les effets de ces perturbations se rassemblent d'un satellite à l'autre, donc les effets de la perturbation se multiplient. Dans ce travail, des solutions ont été proposées par modélisation des différentes perturbations, ce qui conduit à une communication de bonne qualité pour une constellation de satellites meilleure.

## Sommaire

INTRODUCTION GENERALE.....	4
CHAPITRE I.....	8
INTRODUCTION A LA COMMUNICATION PAR SATELLITE.....	8
I.1. Introduction .....	8
I.2. Définition du satellite de télécommunications .....	8
I.3. Quelques définitions de base des systèmes de communications par satellite .....	9
I.3.1. Segments dme communications par satellite.....	9
I.3.1.1. Le segment spatial.....	9
I.3.1.2. Le segment terrien.....	9
I.4. Constitution d'un satellite de télécommunications .....	10
I.4.1.La plate-forme .....	10
I.4.1.1. L'alimentation électrique .....	10
I.4.1.2. Le système de commande .....	10
I.4.1.3. Le contrôle d'altitude et d'orbite et les équipements de propulsion.....	10
I.4.1.4. Les équipements de poursuite, de télémessure et de télécommande TT&C .....	11
I.4.2. La charge utile d'un satellite .....	11
I.5. Bandes de fréquences.....	12
I.6. Les orbites des satellites.....	13
I.6.1. Les lois de Kepler.....	13
I.6.2. Types d'orbites .....	14
I.6.2.1.Orbites circulaires terrestres basses (LEO).....	14
I.6.2.2.Les orbites circulaires terrestres moyennes(MEO).....	14
I.6.2.3.Orbites circulaires à inclinaison nulle (orbites équatoriales).....	15
I.6.3. Perturbations orbitales .....	15
I.6.3.1. Perturbations du troisième corps.....	16
I.6.3.2. Perturbations dues à une terre non sphérique .....	16
I.6.3.3. Perturbations dues à la traînée atmosphérique.....	16
I.6.3.4. Perturbations dues au rayonnement solaire.....	16
I.7. Les constellations de satellite .....	17
I.7.1. Les facteurs à définir au cours de conception de la constellation .....	17
I.7.1.1. Facteurs principaux de conception.....	17
I.7.1.2. Facteurs secondaires de conception .....	18

I.7.2. Méthodes de conception optimales de constellation par satellite.....	18
I.7.2.1. Méthode streets of coverage (SOC) .....	18
I.7.2.2. La méthode de walker .....	20
I.7.3. Évaluation et atténuation des risques de collision et de débris .....	21
I.7.3.1. Les méthodes utilisées pour éviter les collisions entre satellites.....	22
I.8. Liens inter-satellites .....	22
I.8.1. Avantages de la communication FSO par rapport à la communication RF .....	24
I.8.1.1. Bande passante élevée.....	24
I.8.1.2. Moins de puissance et de masse requise .....	25
I.8.1.3. Haute directivité.....	25
I.8.1.4. Spectre sans licence .....	26
I.8.1.5. Haute sécurité.....	26
I.8.2. Les avantages d'une liaison inter-satellites.....	26
I.9. Conclusion.....	27
CHAPITRE II.....	28
EFFETS ATMOSPHERIQUES SUR LA COMMUNICATION OPTIQUE DU SATELLITE AU SOL.....	28
II.1. Introduction .....	28
II.2. Description de l'atmosphère .....	28
II.2.1. Composition chimique .....	29
II.2.2. Turbidité.....	30
II.2.3. Réfraction astronomique .....	30
II.2.4. Réfraction aléatoire .....	31
II.2.5. Turbulence en air clair .....	32
II.3. Effets de la turbulence sur les faisceaux optiques .....	32
II.3.1. Scintillation .....	33
II.3.2.Élargissement du faisceau .....	33
II.3.3. Cohérence spatiale .....	34
II.3.4. Autres effets .....	35
II.4. Communications optiques en turbulence.....	35
II.5. Effets de la turbidité sur la propagation du faisceau.....	36
II.5.1. Absorption et diffusion .....	36
II.5.2. Nuages opaques.....	37
II.6. Communications optiques dans une atmosphère trouble.....	37



II.6.1. Modèle de turbulence atmosphérique .....	38
II.6.2. Modèle de système de communication laser.....	40
II.6.3 Bilan de liaison.....	41
II.6.4. Débit de données .....	43
II.6.5. Marge de lien.....	44
II.6.6. Taux d'erreur sur les bits en présence d'absorption et de diffusion atmosphérique .....	44
II.7. Résultats et discussion .....	47
II.8. Conclusion .....	52
CHAPITRE III.....	53
MODÉLISATION DES VIBRATIONS ET TURBULENCES DANS UNE CONSTELLATION DE SATELLITES OPTIQUES .....	53
III.1 Introduction.....	53
III.2. Systèmes de communication optique par satellite.....	54
III.2.1. Le système émetteur .....	54
III.2.2. Le système récepteur .....	54
III.2.3. Le système de suivi.....	56
III.3. Modèle statistiques des vibrations .....	56
III.4. Le modèle de réseau inter-satellite optique .....	58
III.4.1. Modèle de signal .....	58
III.4.2. Modèle de bruit.....	60
III.4.3. Modèles de performance.....	61
III.5. Résultats et discussion.....	62
III.6 Conclusion.....	65
CHAPITRE IV .....	66
ALGORITHME DE ROUTAGE MULTI-CHEMINS A TRAVERS LES PERTURBATIONS ATMOSPHERIQUES ET LES CONSTELLATIONS MULTICOUCHES.....	66
IV.1.Introduction .....	66
IV.2.Buts et étapes de l'algorithme de routage .....	67
IV.3.Explication des étapes d'algorithme de routage.....	68
IV.4.Simulation et résultats de l'algorithme de routage du faisceau laser.....	70
IV.4.1.De la station terrienne au satellite le plus proche .....	70
IV.4.2. Routage du faisceau laser dans le premier niveau de la constellation.....	72
IV.4.3.Routage du signal laser de la constellation de basse altitude vers la constellation de moyenne altitude.....	77

IV.5 Comparaison de la transmission du signal à l'aide de l'algorithme de routage et de la transmission sans l'algorithme .....	79
IV.6. Conclusion.....	82
CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES .....	83
RÉFÉRENCES .....	87

### Liste des figures

Figure I.1: Le segment spatial d'un réseau de télécommunications par satellite. ....	9
Figure I.2: Structure d'un satellite. ....	11
Figure I.3: Première loi de Kepler .....	13
Figure I.4: Deuxième loi de Kepler .....	13
Figure I.5 : Orbite terrestre polaire circulaire basse (LEO) .....	14
Figure I.6: Variations séculaires et périodiques d'un élément orbital. ....	15
-----	
Figure II. 1: température moyenne de l'atmosphère en fonction de l'altitude . ....	29
Figure II. 2: Scénario de communication entre le satellite et la station au sol. ....	40
Figure II. 3. Modèle de système .....	41
Figure II. 4 : Calculs de liaison de signal optique .....	41
-----	
Figure III. 1:Liaison inter-satellites (ISL) .....	54
Figure III. 2: schéma de l'émetteur .....	55
Figure III. 3: Schéma du récepteur .....	55
Figure III.4: Schéma du système de suivi.....	56
Figure III. 5: La variance des vibrations en fonction du SNR.....	63
Figure III. 6: Le signal optique reçu en fonction de l'amplitude des vibrations et du nombre de satellites dans le réseau. ....	63
Figure III. 7: L'ouverture optimale du télescope en fonction du SNR. ....	64
Figure III. 8: Le gain du télescope en fonction de l'amplitude des vibrations.....	64
Figure III. 9: NSR normalisé en fonction de l'amplitude des vibrations et du nombre de satellites. ....	65
-----	
Figure IV.1 : La distance entre la station terrienne et deux satellites de la constellation.....	68
Figure IV.2 : Illustration de la deuxième étape de l'algorithme. ....	69
Figure IV.3 : Description schématique des dimensions entre le satellite et la station au sol. ....	70
Figure IV. 4 : Organigramme de l'algorithme de routage de faisceaux laser .....	71
Figure IV. 5 : La distance entre la station terrienne et les satellites sur différentes orbites. ....	72
Figure IV. 6 : Schéma de principe d'un type arbitraire de topologie de réseau ISLs. ....	73
Figure IV. 7 : La distance entre le satellite S22 et (S31, S32,S33) .....	75
Figure IV. 8 : La distance entre le satellite S33 et (S42, S43, S44) .....	75
Figure IV. 9 : La distance entre le satellite S53 et (S62, S63, S64) .....	76
Figure IV. 10 : La distance entre le satellite S62 et (S71, S72, S73) .....	76
Figure IV. 11 : La distance la plus courte entre deux satellites au cours d'un cycle orbital.....	77

Figure IV. 12 : NSR normalisé en fonction de l'amplitude de vibration et du nombre de satellites. .....	78
--	----

### **Liste des tableaux**

Tableau I. 1 : Bandes de fréquences utilisées dans le FSS pour l'OSG.....	12
-----	
Tableau II. 1 : Composition de l'air sec « propre » près du niveau de la mer .....	30
-----	
Tableau IV.1 : Paramètres utilisés dans cet algorithme.....	74
Tableau IV.2:La distance entre le satellite et trois satellites sur l'orbite adjacente. ....	74
Tableau IV.3 :L'effet du nombre de satellites sur le NSR normalisé. ....	78
Tableau IV. 4 : Comparaison de la transmission du signal à l'aide de l'algorithme de routage et de la transmission sans l'algorithme.....	79
Tableau IV. 5 : Comparaison entre les résultats de l'algorithme proposé et ceux de la littérature .....	80
Tableau IV 6: Comparaison entre les résultats de l'algorithme proposé et ceux de la littérature .	81

## LISTE DE NOTATIONS

La liste ci-dessous regroupe les notations employées dans cette thèse.

### Introduction Générale :

RF	Radio Fréquences.
ISL	Inter Satellite Link (liaisons inter-satellites)
LEO	Low Earth Orbite
GEO	Geostationary Equatorial Orbit
BER	Bit Error Rate
SNR	Signal-to-Noise Ratio

### Chapitre I:

TT&C	Telemetry, Tracking, and Control
TTC&M	Telemetry, Tracking, Command Monitoring
VSAT	Very Small Aperture Terminal
SGN	Satellite News Gathering
TV	Television
FSS	Fixed Satellite Service
U/L	UpLink
D/L	DownLink
$r$	La ligne du Soleil à la planète. (en mètres)
$T$	la période (en seconde)
$a$	semi-grand axe (en mètres)
$M1$	Masse 1 (en Kg)
$M2$	Masse 2(en Kg)
$F$	Force dirigée le long de la ligne reliant les deux masses. (en newtons N)
$G$	Constante gravitationnelle universelle. (en $\text{m}^3 \text{kg}^{-1} \text{s}^{-2}$ )
USSR	Union of Soviet Socialist Republics
ESA	Agence spatiale européenne
HEO	Orbites elliptiques à forte inclinaison
DAB	Radio diffusion Audio Numérique
LEO	Orbites Circulaires Terrestres Basses
MEO	Orbites Circulaires Terrestres Moyennes
ICO	Orbites Circulaires Intermédiaires
GEO	Orbites Géostationnaires (Geostationary Orbit)

$\rho$	Densité atmosphérique. (en Kg/m <sup>3</sup> )
$A$	Section transversale du satellite exposée au Soleil (en m <sup>2</sup> )
$m$	Masse du satellite. (en Kg)
$V$	Vitesse du satellite par rapport à l'atmosphère. (en Km/s)
$C_D$	Coefficient de traînée $\approx 2,2$ .
$r$	Facteur de réflexion.
$SOC$	Streets Of Coverage
$\lambda_{max}$	Angle Central Maximum. (en Degré)
$N$	Nombre Des Satellites.
$\lambda_{maxo}$	Angle central maximum de la terre lorsque les deux satellites se déplaçant dans la même direction (en Degré)
$D_{max}$	Séparation Perpendiculaire Maximale (en Degré)
$D_{maxo}$	Séparation perpendiculaire maximale lorsque les deux satellites se déplaçant dans des directions opposées (enDegré)
$M$	Nombre des plans orbitaux.
$D_{maxS}$	Séparation perpendiculaire maximale lorsque les deux satellites se déplaçant dans la même direction (en Degré)
$\varepsilon_{min}$	Angle d'élévation minimum (en Degré)
$GPS$	Global Positioning System
$\Delta\phi$	Phase relative entre les satellites dans les plans d'orbite adjacents. (en Degré)
$a_{GSO}$	Rayon de l'orbite géostationnaire(en Km)
$FSO$	Communication optique en espace libre
$\lambda$	Longueur d'onde (en mètres)
$div$	Divergences optique
$div(RF)$	Divergences RF

## **CHAPITRE II :**

$N$	Est l'indice de réfraction de l'atmosphère,
$T$	Est la température en kelvins,
$Re$	Le nombre de Reynolds pour un processus d'écoulement,
$v$	Est une vitesse caractéristique d'écoulement,
$L$	Est une taille d'échelle du processus d'écoulement,
$\mu$	Est la viscosité cinétique du fluide,
$l$ et $L_o$	Les tailles d'échelle de la plage inertielle,
$X$	La force de scintillation

$A$	Est l'amplitude irradiance
$A_0$	Est un facteur de normalisation, a une distribution gaussienne.
$\sigma_X$	La variance de X,
$C_n^2$	La constante de la structure de l'indice de réfraction
$I_0$	L'intensité de l'axe du faisceau,
$z$	La distance,
$\rho$	Est la distance transversale du faisceau,
$W_f$	La taille du faisceau en z,
$W_t$	L'ouverture de faisceau,
$E[I]$	L'intensité moyenne sur l'axe du faisceau,
$\rho_1$ et $\rho_2$	Sont des vecteurs de position dans le plan d'observation à travers le faisceau,
$\gamma(z, \rho)$	Le degré de cohérence,
$\rho_0$	Est le rayon de cohérence de phase,
$\gamma_a(Z)$	Est le coefficient d'absorption à la position Z,
$\gamma_{sr}(Z)$	Le coefficient de diffusion d'un gaz d'indice de réfraction n,
$N_m$	Est le nombre de molécules du gaz par unité de volume,
$\delta$	Est le facteur de dépolarisation du rayonnement diffusé,
$\gamma_t(z)$	Est la somme de tous les coefficients d'absorption et de diffusion dus aux molécules,
$\tau$	l'épaisseur optique,
$P$	Est la pression atmosphérique (millibars),
$q$	Est l'humidité spécifique ( $\text{gm}^{-3}$ ),
$n_0$	Est l'indice de réfraction moyen,
$r$	Est un emplacement dans l'espace,
$n(r)$	Est la composante stochastique générée par la variation spatiale de la pression,
$\Gamma_n(r_1, r_2)$	La corrélation croisée spatiale de l'indice de réfraction,
$E []$	Signifie la valeur attendue.
$K$	Est le nombre d'onde vectorielle représentant les fréquences spatiales,
$H_A$	Est la hauteur de sa désintégration $1/e$ ,
$B$ et $H_B$	Définissent de manière similaire la turbulence dans la troposphère,
$C$ et $H_C$	Définissent la turbulence pic à la tropopause,
$D$ et $H_D$	Définissent une couche de turbulence isolée,
$\tau_T$	Est l'efficacité optique de l'émetteur
$\tau_{ATM}$	Est la valeur de la transmission atmosphérique,

$S$	Est la perte d'espace libre
$G_R$	Est le gain d'antenne du récepteur,
$\tau_R$	Est l'efficacité optique du récepteur.
$\theta_T$	Est l'angle de divergence de transmission complet,
$\tau_{opt}$	L'efficacité optique,
$R$	Le débit de données réalisable,
$E_p$	Est l'énergie photonique,
$N_b$	Est la sensibilité du récepteur en # photons / bit,
$\nu$	Est la fréquence de la lumière laser de longueur d'onde
$h$	Constante de Planck,
$c$	Vitesse de la lumière.
$C$	Est la charge électronique,
$G$	Est le gain du photo-détecteur d'avalanche (APD).
$H_{bkg}$	Est le rayonnement de fond,
$BW_{if}$	Est la bande passante optique du filtre récepteur,
$A_{rec}$	Est la zone de réception,
$\phi_{det}$	Est le champ de vision à angle solide (FOV) du détecteur,
$F$	Est le facteur de bruit excessif pour l'APD,
$i_{sig\ noise}(\eta)$	Reflète le taux d'extinction du signal laser,

### CHAPITRE III :

OOK	On-Off Keying.
$f(\theta_v)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle d'élévation.
$f(\theta_H)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle azimut.
$\sigma_v$	Ecart type de l'angle d'élévation (en radian)
$\theta_v$	Angle d'élévation (en degré)
$\sigma_H$	Ecart type de l'angle azimut (en radian)
$\theta_H$	Angle azimut (en degré)
$f(\theta)$	Densité de probabilité de l'erreur dans l'angle de pointage radial.
$\sigma_{vi}$	Écart type de pointage d'élévation du satellite $I$ dans le réseau (en radian)
$\theta_{vi}$	Angle de pointage d'élévation du satellite $I$ dans le réseau (en degré)
$\sigma_{Hi}$	Ecart type de pointage azimutal du satellite $I$ dans le réseau (en radian)
$\theta_{Hi}$	Angle de pointage azimutal du satellite $I$ dans le réseau (en degré)
$SF$	Facteur d'inclinaison du système de suivi (en $Krad^{-1}$ )

$P_R$	Puissance optique reçue (en mW)
$Z_i$	La distance entre le satellite $i-1$ et le satellite $i$ (en Km)
$G_i$	Gain des répéteurs de satellites $i$ dans le réseau. (en dB)
$\eta_{Ti}$	Efficacité optique de l'émetteur du satellite $i$ dans le réseau.
$\eta_{Ri}$	Efficacité optique de récepteur du satellite $i$ dans le réseau.
$L_i$	Facteur de perte de pointage.
$D_{Ti}$	Diamètre d'ouverture de l'émetteur dans le satellite $i$ du réseau. (en mètres)
$D_{Ri}$	Diamètre d'ouverture du récepteur dans le satellite $i$ du réseau. (en mètres)
$S$	Puissance optique moyenne reçue dans le satellite $n+1$ . (en mW)
$N_{i+1}$	Variable aléatoire de bruit du satellite $i+1$ .
$R$	Réponse du détecteur au satellite récepteur



## INTRODUCTION GENERALE

Un satellite de communications 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 terre pour la réception par une ou plusieurs stations de réception. Le satellite est un relais de transmission active dont la fonction est similaire à celle des tours hertziennes utilisées dans les communications hertziennes terrestres.

Le satellite de communication est un élément essentiel de l'infrastructure globale des télécommunications, le composant satellite de communication liée à la transmission d'informations. Les informations électroniques sous forme de voix, de données, de vidéo, d'imagerie, etc., sont générées dans un environnement utilisateur sur ou près de la surface de la Terre. Le premier nœud des informations est souvent une interface terrestre, qui dirige ensuite les informations vers une liaison montante de satellite, qui génère des ondes radio fréquence RF qui se propagent via la liaison aérienne à un ou plusieurs satellites en orbite. Les ondes radio porteuses d'informations sont amplifiées et éventuellement traitées au niveau du satellite, puis retransmises à une station réceptrice au sol par le biais d'une seconde ondes RF se propageant à travers la liaison aérienne [1].

Jusqu'à la dernière décennie, un seul satellite était suffisant pour effectuer la plupart des missions spatiales. Au cours de la dernière décennie, il est devenu clair que pour certaines applications, un seul vaisseau spatial ne peut pas atteindre les objectifs de la mission. Une façon d'atteindre ces objectifs de mission consiste à utiliser une série de satellites sur différentes orbites - en terminologie orbitale, une "constellation de satellites".

Une constellation de satellites est un groupe de satellites artificiels travaillant ensemble en tant que système. Contrairement à un seul satellite, une constellation peut fournir une couverture globale ou quasi globale permanente, de sorte qu'à tout moment partout sur terre, au moins un satellite est visible. Les satellites sont généralement placés dans un ensemble de plans orbitaux complémentaires et se connectent à des stations au sol réparties dans le monde. Ils peuvent également utiliser la communication inter-satellites [2].

Pour la plupart des constellations, la couverture terrestre est la raison principale de l'utilisation de plusieurs satellites. Une constellation peut fournir plus fréquemment des observations et des communications qu'un seul satellite. Compte tenu de cet objectif, le commerce normal de la conception d'une constellation est la couverture en tant que mesure de la performance par rapport au nombre de satellites en tant que mesure du coût [3].

Dans une constellation de satellites on utilise les liaisons inter-satellites, les liaisons inter-satellites (ISL) sont des liaisons radio électriques ou optiques qui assurent une connexion entre

satellites sans avoir besoin de stations terrestres intermédiaires. Bien que de nombreux liens différents soient possibles, (LEO-LEO, LEO-GEO, GEO-GEO). Les ISL radio ont l'avantage d'avoir une technique mature, de sorte que le risque de défaillance est minimisé. Cependant, la bande passante limite la vitesse de transmission et les systèmes optiques avec leurs fréquences beaucoup plus élevées (optiques), ont une bande passante beaucoup plus grande [4].

L'utilisation de liaisons optiques inter-satellites présente certains avantages par rapport aux liaisons inter-satellites hyper fréquences: taille et poids plus petits du terminal, puissance d'émission plus petit, plus grande immunité aux interférences, débit de données plus élevé et divergence de faisceau d'émetteur plus petite. Le principal inconvénient des liaisons optiques inter-satellites est le système de pointage complexe requis. La complexité du système de pointage découle de la nécessité de pointer un satellite à un autre sur une distance de dizaines de milliers de kilomètres avec un angle de divergence de faisceaux de micro radians lorsque les satellites se déplacent et vibrent [5].

Le système de pointage compense le mouvement des satellites en utilisant les données connues des éphémérides. Le couplage des vibrations mécaniques du satellite et du bruit de suivi au système de pointage provoque la vibration du faisceau de l'émetteur du satellite dans le plan du récepteur. 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 (Bit Error Rate). Dans les réseaux des satellites optiques, le problème est plus compliqué, car tous les satellites vibrent continuellement de manière aléatoire. La vibration des satellites du réseau entraîne une diminution de l'amplitude moyenne du signal, tandis que le bruit s'accumule dans les passes entre satellites. Les solutions aux vibrations des satellites sont: l'augmentation de la puissance de l'émetteur, l'utilisation d'un système de pointage plus compliqué, et l'utilisation d'un modèle qui adapte les paramètres du système telles que : la puissance, la bande passante, le gain du télescope, etc... Ces solutions présentent certains ou tous les inconvénients d'une taille plus grande, d'un poids plus important, d'une consommation d'énergie plus élevée, de problèmes de transfert de chaleur, d'un prix plus élevé et d'une complexité accrue. Tous ces inconvénients augmentent le prix de la mission et diminuent la fiabilité du système [5, 6].

Les turbulences de l'air dues aux changements de température et de pression atmosphérique se sont produites. Selon la théorie de l'énergie successive de Kolmogorov, il produit des cellules en formation d'un turbulent, appelées "vortex", qui ont des tailles et des indices de réfraction différents [7]. S. Liu, J. Yang, X. Guo, et al. [8] Rapporte un algorithme d'organisation des ISL dans le réseau hybride laser/radio. Une revue des différentes difficultés rencontrées par le système de communication optique en espace libre (FSO) pour les liaisons

inter-satellites a été délibérée dans [9]. C. Wang et al. [10], l'auteur présente une analyse détaillée des observations de l'ISL. En particulier, il implémente des raffinements de modèles d'observation et met en évidence l'apport des mesures ISL. M. Toyoshima [11] présente les tendances des communications laser spatiale pour les constellations. [12] l'auteur vise dans la perspective de faire correspondre les besoins techniques et la disponibilité de la technologie pour les grandes constellations, tout en fournissant en même temps une étude détaillée des futures constellations de satellites, en introduisant une liste représentative des missions RSSC. I. Sanad et al. [13] donne un aperçu de ce qui est actuellement compris sur les configurations de réseaux de satellites et les types d'orbite utilisés pour les missions de constellation de télédétection par satellite (RSSC). Les travaux de [14] établissent un modèle pour un engin spatial de distribution de clés quantiques (QKD) à dispositif de confiance en orbite terrestre basse (LEO) et testent son efficacité dans diverses configurations de réseau, examinent également l'importance des connexions QKD inter-satellites. T. Savitri et al. [15] décrivent une méthode pour traiter une zone de couverture complexe en utilisant une conception de constellation de satellites éparse avec une capacité de couverture limitée. Les résultats de [16] montrent comment l'indice de scintillation sur l'axe des faisceaux gaussiens annulaires et le BER changent dans les directions verticales pour les réseaux de communication par satellite laser. Les performances d'un système optique sans fil qui utilise M-ary PPM d'un faisceau gaussien, en termes de BER lorsque le système optique sans fil fonctionne dans une atmosphère turbulente anisotrope non Kolmogorov, sont spécifiées dans [17] par Y. Ata et al. Pour les connexions satellites lasers GEO et MEO, un synthétiseur de séries chronologiques moderne et théorique du log-amplitude du signal laser dû à la scintillation est proposé dans [18]. H. Singh et al. [19] présente des canaux atmosphériques turbulents avec des erreurs de pointage de ligne de visée nulles et non nulles et élucident l'effet du bruit de phase sur les performances de la communication FSO. M. Yasser et al. [20] présente le système de liaison FSO et les modèles de canaux. Une analyse mathématique et des expressions de forme fermée pour le SER et la probabilité de panne sont proposées.

En tenant compte de toutes ces informations, définissant ainsi l'état de l'art dans la présente thèse, nous allons modéliser le problème des vibrations dans les satellites quand plusieurs satellites peuvent communiquer en se déplaçant et vibrant, pour cela notre thèse va être structurée autour de quatre chapitres organisés comme suit :

Dans le premier chapitre, nous allons présenter de manière générale le système de télécommunications par satellite en focalisant la lumière sur le satellite lui-même, les composants d'un satellite, les différents types des orbites suivies par les satellites, perturbations

orbitales. Finalement, nous clôturons ce chapitre par une description des différentes méthodes de distribution des satellites dans une constellation.

Dans le deuxième chapitre, nous exposons de manière plus approfondie les effets atmosphériques sur la communication optique du satellite au sol en décrivant d'une façon détaillée les procédures de calcul du bilan de liaison et expliquons les équations pour le débit de données, la marge de liaison et le BER pour un canal atmosphérique avec absorption et diffusion.

Dans le troisième chapitre, nous étudions l'effet des vibrations sur un satellite et dans une constellation de satellites. Des solutions sont proposées pour réduire l'impact de ces vibrations sur la qualité de la communication « SNR ».

Dans le quatrième chapitre, nous présentons un Algorithme de routage multi-chemins à travers les perturbations atmosphériques et les constellations multicouches basées sur la priorité des données et la vibration des satellites lasers.

La conclusion générale récapitule les principaux résultats obtenus et présente quelques perspectives.

## **CHAPITRE I**

### **INTRODUCTION A LA COMMUNICATION PAR SATELLITE**

#### **I.1. Introduction**

L'utilisation des satellites dans les systèmes de communication fait partie intégrante de la vie quotidienne, comme en témoignent les nombreuses maisons équipées d'antennes, ou «antennes paraboliques», utilisées pour la communication spatiale. Ce qui n'est peut-être pas si bien connu, c'est que les satellites constituent une partie essentielle des systèmes de télécommunications dans le monde, transportant de grandes quantités de données et de trafic téléphonique en plus des signaux de télévision.

Les satellites offrent un certain nombre de fonctionnalités qui ne sont pas facilement disponibles avec d'autres moyens de communication. Parce que de très grandes zones de la terre sont visibles depuis un satellite, le satellite peut former le point étoile d'un réseau de communication, reliant simultanément de nombreux utilisateurs qui peuvent être largement séparés géographiquement. La même caractéristique permet aux satellites de fournir des liaisons de communication avec des communautés éloignées dans des zones peu peuplées et difficiles d'accès par d'autres moyens. Bien sûr, les signaux satellites ignorent les frontières politiques ainsi que les frontières géographiques, qui peuvent ou non être une caractéristique souhaitable [4].

Dans ce chapitre introductif, nous allons évoquer de manière générale des systèmes de télécommunications par satellite en focalisant la lumière sur le satellite lui-même, les composants d'un satellite, les différents types des orbites suivies par les satellites, les différentes méthodes de distribution des satellites dans une constellation pour assurer une couverture globale. Finalement, nous terminons ce premier chapitre par une optimisation du système permet de réduire le coût global du système et les liaisons inter-satellites.

#### **I.2. Définition du satellite de télécommunications**

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, l'amplifie et traite probablement, puis la transmet de nouveau à la terre pour la réception par une ou plusieurs stations de réception. Les informations de communication ne proviennent ni se terminent sur le satellite lui-même. Le satellite est un relais de transmission actif dont la fonction est similaire à celle des tours relais utilisés dans les communications hertziennes terrestres[1].

### I.3. Quelques définitions de base des systèmes de communications par satellite

Cette section fournit certaines définitions et paramètres de base utilisés dans l'industrie de la communication par satellite, qui seront utilisés tout au long de la thèse dans l'évaluation et l'analyse de la conception et de la performance des systèmes de communication par satellite.

#### I.3.1. Segments dme communications par satellite

La partie des communications par satellite est divisée en deux zones ou segments : le segment spatial et le segment terrestre.

##### I.3.1.1. Le segment spatial

Les éléments du segment spatial d'un système de télécommunications par satellite sont illustrés sur la figure I.1. Le segment spatial comprend le ou les satellites en orbite du système et la station au sol qui assure le contrôle opérationnel du ou des satellites en orbite.

La station au sol est connue sous le nom de station de suivi, de télémétrie, de commandement (TT&C) ou de station de suivi, de télémétrie, de commandement et de surveillance (TTC&M). La station TTC&M offre des fonctions essentielles de gestion et de contrôle des engins spatiaux pour assurer la sécurité de fonctionnement du satellite en orbite [1, 21].

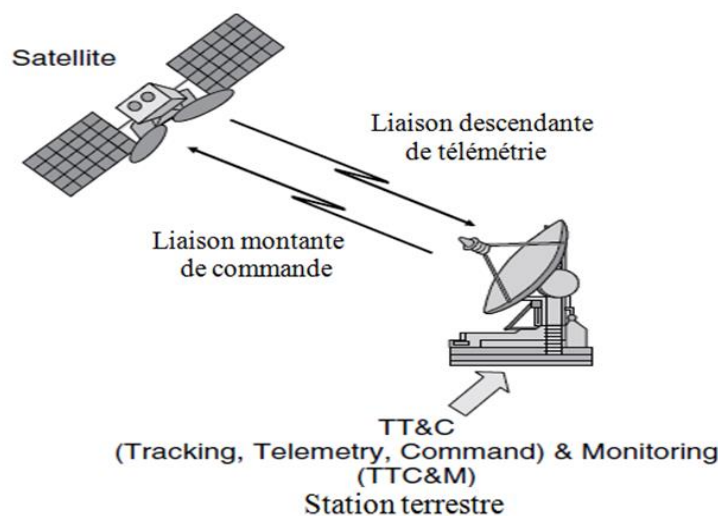


Figure I.1: Le segment spatial d'un réseau de télécommunications par satellite. [1]

##### I.3.1.2. Le segment terrien

Le segment terrien du système de télécommunications par satellite est constitué de terminaux terrestres utilisant les capacités de communication du segment spatial. Les stations au sol TTC&M ne sont pas incluses dans le segment terrien. Les terminaux du segment terrestre sont constitués de trois types de base :

- Des terminaux fixes (en place) ;

- Les terminaux transportables ;
- Les terminaux mobiles.

Les terminaux fixes sont conçus pour accéder au satellite tout en étant fixes au sol. Ils peuvent fournir différents types de services, mais ils sont définis par le fait qu'ils ne se déplacent pas lorsqu'ils communiquent avec le satellite. Des exemples de terminaux fixes sont les petits terminaux utilisés dans les réseaux privés (VSAT), ou les terminaux montés sur des bâtiments résidentiels utilisés pour recevoir des signaux de radio diffusion par satellite.

Les terminaux transportables sont conçus pour être mobiles, mais restent fixes pendant les transmissions au satellite. Des exemples de terminaux transportables sont les camions de collecte d'informations par satellite (SGN), qui se déplacent vers des emplacements, s'arrêtent sur place, puis déploient une antenne pour établir des liaisons avec le satellite.

Les terminaux mobiles sont conçus pour communiquer avec le satellite en mouvement. Ils sont en outre définis comme mobiles terrestres, mobiles aéronautiques ou mobiles maritimes, selon leur emplacement sur ou près de la surface de la terre [1, 22].

#### **I.4. Constitution d'un satellite de télécommunications**

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

##### **I.4.1. La plate-forme**

Comporte l'ensemble des sous-systèmes permettant à la charge utile de fonctionner. On trouve :

###### **I.4.1.1. 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.

###### **I.4.1.2. Le système de commande**

Ce système contrôle toutes les fonctions du satellite. C'est le cerveau du satellite. Le cœur de ce système s'appelle le *Flight Computer*. Il y a aussi un processeur d'entrée/sortie qui redirige toutes les données de contrôle qui entrent et sortent du *Flight Computer*.

###### **I.4.1.3. Le contrôle d'altitude et d'orbite et les équipements de propulsion**

Ce système permet au satellite de rester stable et toujours 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.

#### I.4.1.4. Les équipements de poursuite, de télémésure 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 [21].

#### I.4.2. La charge utile d'un satellite

Elle 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 [21].

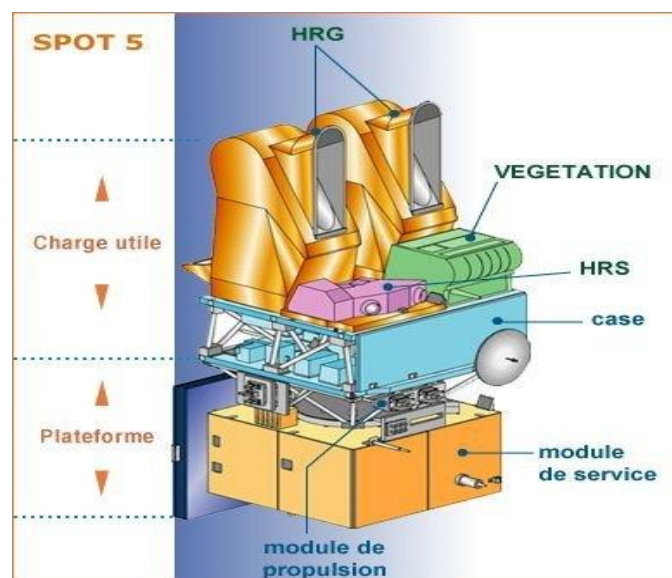


Figure I.2: Structure d'un satellite. [21]



### I.5. Bandes de fréquences

Historiquement, les bandes passantes autour des bandes de 6 GHz (U/L) et 4 GHz (D/L) ont été communément appariées et de nombreux systèmes FSS qui utilisent encore ces bandes (qui sont souvent appelées "bandes C"). Les systèmes militaires et gouvernementaux utilisaient traditionnellement les bandes 8 et 7 GHz (les "bandes X"). Un certain nombre de systèmes fonctionnent également autour de 14 GHz (U/L) et 11-12 GHz (D / L) (les "bandes Ku"). À l'avenir, en raison de la saturation de ces bandes, les interdictions de 30 GHz et 20 GHz (les "bandes Ka") devraient être de plus en plus mises en œuvre bien qu'elles soient soumises à une forte atténuation météorologique. D'autres bandes de fréquences ont également été attribuées aux liaisons de connexion [21]. Le tableau I.1 résume les principales bandes de fréquences utilisées dans FSS ainsi que les applications typiques.

**Tableau I. 1 : Bandes de fréquences utilisées dans le FSS pour l'OSG**

Dénomination actuelle	Bandes de fréquences (GHz)		Utilisation typique
	Chemin ascendant (bande passante)	Chemin descendant (bande passante)	
<b>6/4 (C-Band)</b>	5.725-6.275 (550 MHz)	3.4-3.95 (550 MHz)	Satellite national [Russie : Statsionar et Express International (Interspoutnik)]
	5.850-6.425 (575 MHz)	3.625-4.2 (575 MHz)	Les satellites internationaux et nationaux. Satellites nationaux: Westar, Satcom et Comstar (États-Unis), Anik (Canada), Stw et Chinasat (Chine),
	6.725-7.025 (300 MHz)	4.5-4.8 (300 MHz)	Satellite national (Plan FSS, RR Appendice S30B)
<b>8/7 (X-Band)</b>	7.925-8.425 (500 MHz)	7.25-7.75 (500 MHz)	Satellite gouvernemental et militaire
<b>13/11 (Ku-Band)</b>	12.75-13.25 (500 MHz)	10.7-10.95	Satellite national (Plan FSS, RR Appendice S30B)
		11.2-11.45 (500 MHz)	
<b>13-14/11-12 (Ku-Band)</b>	13.75-14.5 (750 MHz)	10.95-11.2	Satellites internationaux et nationaux dans la Région 1. DFS Kopernikus(Allemagne), Hispasat-1 (Espagne)
		11.45-11.7	
		12.5-12.75 (1 000 MHz)	
<b>13-14/11-12 (Ku-Band)</b>	13.75-14.5 (750 MHz)	10.95-11.2	Satellites internationaux et nationaux dans la Région 2. Intelsat, Anik B et C (Canada), G-Star (États-Unis), Hispasat-1 (Espagne)
		11.45-11.7	
		12.5-12.75 (750 MHz)	

## I.6. Les orbites des satellites

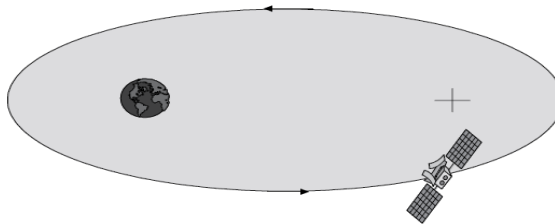
Cette section décrit la mécanique des orbites de satellites et leur importance en ce qui concerne les satellites de communication et les lois fondamentales régissant les orbites des satellites et aux principaux paramètres qui décrivent le mouvement des satellites artificiels de la terre.

Le problème de la détermination de la position et de la trajectoire d'un satellite dans l'espace en fonction du temps occupe les scientifiques et les philosophes depuis des milliers d'années. Il a finalement évolué sur Kepler au 17<sup>ème</sup> siècle pour découvrir les propriétés du mouvement planétaire à partir des observations de notre soleil et de ses planètes. [1, 21]

### I.6.1. Les lois de Kepler

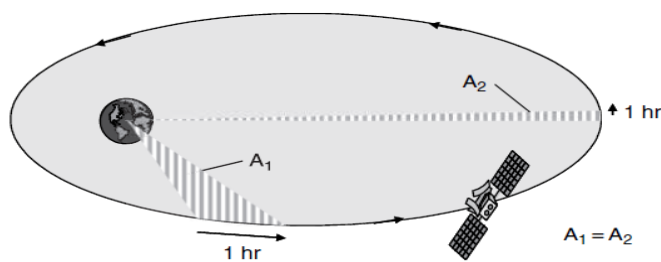
Les lois de Kepler stipulent que :

- 1) Chaque planète se déplace autour du Soleil dans une ellipse, avec le Soleil au foyer (le mouvement se situe dans un plan).



**Figure I.3: Première loi de Kepler [1].**

- 2) La ligne du Soleil à la planète, ou vecteur de rayon ( $r$ ), balaie des zones égales à intervalles de temps égaux.



**Figure I.4: Deuxième loi de Kepler[1].**

- 3) Le rapport du carré de la période ( $T$ ) au cube du semi-grand axe ( $a$ ) est le même pour toutes les planètes de notre système solaire.

La découverte par Newton de la loi universelle de la gravitation a permis d'identifier les forces associées aux lois de Kepler. Plus précisément, chaque masse ( $M_1$ ) attire une autre masse ( $M_2$ ) avec une force dirigée le long de la ligne reliant les deux masses et ayant une amplitude ( $F$ ) de  $G \left( \frac{m_1 m_2}{r^2} \right)$  où  $G$  est la constante gravitationnelle universelle [1, 3, 4, 21].

## I.6.2. Types d'orbites

L'orbite est la trajectoire suivie par le satellite. La trajectoire se trouve à l'intérieur d'un plan et forme une ellipse avec une extension maximale à l'apogée et un minimum au périhélie. Le satellite se déplace plus lentement dans sa trajectoire à mesure que la distance de la terre augmente. Les orbites les plus favorables sont les suivantes [23, 24] :

### I.6.2.1.Orbites circulaires terrestres basses (LEO)

L'altitude du satellite est constante et égale à plusieurs centaines de kilomètres. Le délai est de l'ordre d'une heure et demie. Avec une inclinaison de près de  $90^\circ$ , ce type d'orbite garantit une couverture mondiale à long terme grâce au mouvement combiné du satellite et de la rotation de la terre, comme le montre la figure I.5. C'est la raison du choix de ce type d'orbite pour les satellites d'observation (par exemple, le satellite SPOT: altitude 830 km, inclinaison de l'orbite  $98,7^\circ$ , période 101 minutes). On peut envisager la mise en place de communications mémorisées et retransmises si le satellite est équipé d'un moyen de stockage d'informations.

Une constellation de plusieurs dizaines de satellites à basse altitude (par exemple IRIDIUM avec 66 satellites à 780 km) peut fournir des communications en temps réel dans le monde entier. Des orbites non polaires avec une inclinaison inférieure à  $90^\circ$  peuvent également être envisagées. Par exemple, la constellation GLOBALSTAR incorpore 48 satellites à 1414 km avec une inclinaison d'orbite de  $52^\circ$ .



**Figure I.5 : Orbite terrestre polaire circulaire basse (LEO) [3].**

### I.6.2.2.Les orbites circulaires terrestres moyennes(MEO)

Egalement appelées orbites circulaires intermédiaires (ICO), ont une altitude d'environ 10000 km et une inclinaison d'environ  $50^\circ$ . La période est de 6 heures. Avec des constellations d'environ 10 à 15 satellites, une couverture continue du monde est garantie, permettant des communications mondiales en temps réel. Un système prévu de ce type était le système ICO (issu du projet 21 d'INMARSAT mais non mis en œuvre) avec une constellation de 10 satellites dans deux plans à  $45^\circ$  d'inclinaison.

### I.6.2.3. Orbites circulaires à inclinaison nulle (orbites équatoriales)

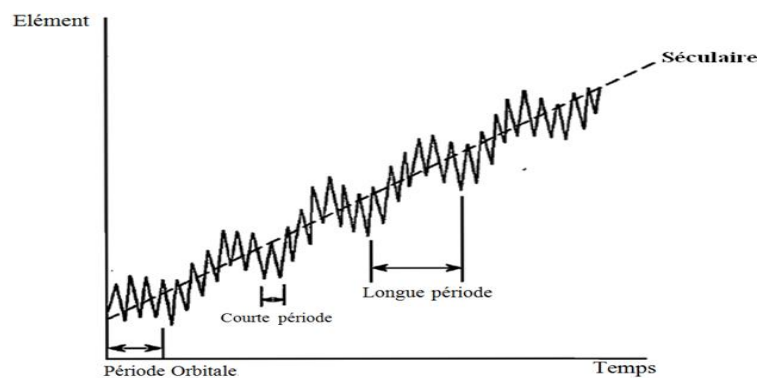
La plus populaire est l'orbite des satellites géostationnaires; le satellite orbite autour de la terre dans le plan équatorial selon la rotation de la terre à une altitude de 35 786 km. La période est égale à celle de la rotation de la terre. Le satellite apparaît ainsi comme un point fixe dans le ciel et assure un fonctionnement continu en tant que relais radio en temps réel pour la zone de visibilité du satellite (43% de la surface terrestre).

### I.6.3. Perturbations orbitales

L'orbite képlérienne décrite ci-dessus fournit une excellente référence, mais d'autres forces agissent sur le satellite pour le perturber en dehors de l'orbite nominale. Nous pouvons classer ces perturbations, ou variations dans les éléments orbitaux, en fonction de leur impact sur les éléments képlériens.

La figure I.6 illustre une variation typique de l'un des éléments orbitaux en raison d'une force perturbatrice. Les variations séculaires représentent une variation linéaire de l'élément. Les variations de courte période sont périodiques avec une période inférieure ou égale à la période orbitale. Les variations à longue période ont une période supérieure à la période orbitale.

Comme les variations séculaires ont des effets à long terme sur la prédiction orbitale (les éléments orbitaux affectés continuent d'augmenter ou de diminuer). Si la mission satellite exige de déterminer précisément l'orbite, nous devons aussi inclure les variations périodiques. Battin [1999], Danby [1962] et Escobal [1965] [3] décrivent des méthodes de détermination et de prédiction des orbites pour le mouvement Keplerien perturbé.



**Figure I.6: Variations séculaires et périodiques d'un élément orbital [3].**

Les variations séculaires représentent des variations linéaires de l'élément, les variations à courte période ont une période inférieure à la période orbitale et les variations à longue période ont une période plus longue que la période orbitale.

Les forces primaires qui perturbent l'orbite d'un satellite proviennent de tiers corps tels que le Soleil et la Lune, la distribution de masse non sphérique de la Terre, la traînée

atmosphérique et la pression de rayonnement solaire. Nous décrivons chacun de ces éléments ci-dessous [3, 4, 21, 22].

### **I.6.3.1. Perturbations du troisième corps**

Les forces gravitationnelles du soleil et de la lune provoquent des variations périodiques de tous les éléments orbitaux, mais seule l'ascension droite du nœud ascendant, l'argument du Périgée et l'anomalie moyenne subissent des variations séculaires. Ces variations séculaires résultent d'une précession gyroscopique de l'orbite autour du pôle écliptique. La variation séculaire de l'anomalie moyenne est beaucoup plus faible que le mouvement moyen et a peu d'effet sur l'orbite ; cependant, les variations séculaires dans l'ascension droite du nœud ascendant et l'argument du périgée sont importants, surtout pour les orbites de haute altitude.

### **I.6.3.2. Perturbations dues à une terre non sphérique**

Lors du développement des équations de mouvement à deux corps, nous avons supposé que la terre avait une distribution de masse à symétrie sphérique. En effet, la terre a un renflement à l'équateur, une légère forme de poire et un aplatissement aux pôles. Nous pouvons trouver l'accélération d'un satellite en prenant le gradient de la fonction de potentiel gravitationnel.

### **I.6.3.3. Perturbations dues à la traînée atmosphérique**

La principale force non gravitationnelle agissant sur les satellites en orbite terrestre basse est la traînée atmosphérique. La traînée agit dans la direction opposée du vecteur vitesse et retire l'énergie de l'orbite. Cette réduction d'énergie entraîne une réduction de l'orbite, ce qui entraîne une augmentation supplémentaire de la traînée. Finalement, l'altitude de l'orbite devient si petite que le satellite rentre dans l'atmosphère.

L'équation de l'accélération due à la traînée sur un satellite est [3] :

$$a_D = -\left(\frac{1}{2}\right)\rho\left(C_D\frac{A}{m}\right)V^2 \quad (\text{I.1})$$

Où

$\rho$  : est la densité atmosphérique

$A$  : est la section transversale du satellite exposée au Soleil en  $\text{m}^2$

$m$  : est la masse du satellite

$V$  : est la vitesse du satellite par rapport à l'atmosphère

Et  $C_D$  : est le coefficient de traînée  $\approx 2,2$ .

### **I.6.3.4. Perturbations dues au rayonnement solaire**

La pression de rayonnement solaire entraîne des variations périodiques de tous les éléments orbitaux. Son effet est le plus fort pour les satellites à faibles coefficients balistiques,

c'est-à-dire : véhicules légers avec de grandes zones frontales comme Echo. L'amplitude de l'accélération,  $a_R$  dans  $m/s^2$  résultant de la pression de rayonnement solaire est [3]:

$$a_R \approx -4.5 \times 10^{-6} (1 + r) \frac{A}{m} \quad (I.2)$$

Où :

$A$  : est la section transversale du satellite exposée au Soleil en  $m^2$

$m$  : est la masse du satellite en kg

$r$  : est un facteur de réflexion. ( $r=0$  pour l'absorption;  $r=1$  pour la réflexion spéculaire à incidence normale; et  $r \approx 0,4$  pour la réflexion diffuse).

En dessous de 800 km d'altitude, l'accélération de la traînée est supérieure à celle de la pression du rayonnement solaire; au-dessus de 800 km, l'accélération de la pression du rayonnement solaire est plus importante [3, 4, 21, 22].

## I.7. Les constellations de satellite

Pour la plupart des constellations, la couverture terrestre est la raison principale de l'utilisation de plusieurs satellites. Une constellation peut fournir des observations et des communications plus fréquemment qu'un seul satellite. Compte tenu de cet objectif, le commerce normal de la conception d'une constellation est la couverture en tant que mesure de la performance par rapport au nombre de satellites en tant que mesure du coût. Ainsi, nous supposons normalement qu'une constellation à cinq satellites sera moins coûteuse qu'une constellation à six satellites, mais cette hypothèse peut être fautive. La plus grande constellation peut être à une altitude ou une inclinaison plus faible et, par conséquent, coûter moins cher à lancer ou avoir un environnement de rayonnement moins sévère. Alternativement, nous pourrions être en mesure d'avoir une constellation plus petite avec des orbites elliptiques, pour laquelle une complexité accrue des engins spatiaux pourrait compenser le coût inférieur en raison du nombre de satellites [3, 4, 21].

### I.7.1. Les facteurs à définir au cours de conception de la constellation

Les facteurs à définir au cours de conception de la constellation sont : des facteurs principaux pour la conception et des facteurs secondaires :

#### I.7.1.1. Facteurs principaux de conception

1. Nombre de satellites (Minimiser le nombre compatible avec d'autres critères)
2. Modèle de constellation (Sélectionnez la meilleure couverture)
3. Angle d'élévation minimal (Valeur minimale conforme au modèle de constellation)
4. Altitude (Échange de coûts et de performances au niveau du système)
5. Nombre de plans orbitaux (Minimiser conformément aux besoins de couverture)

6. Paramètres d'évitement de collision (Maximisez les distances inter-satellites aux croisements orbital)

### I.7.1.2. Facteurs secondaires de conception

1. Inclinaison (Comparez la couverture de latitude et les coûts de lancement)
2. Entre phasage plan (Sélectionnez la meilleure couverture parmi les options de mise en phase discrète)
3. Excentricité (peut réduire le nombre de satellites nécessaires)
4. Taille de la boîte de maintien de station (Réduire au minimum les coûts en fonction de l'approche de maintenance à faible coût)
5. Stratégie de fin de vie (Tout mécanisme qui vous permet de nettoyer après vous) [3, 25].

### I.7.2. Méthodes de conception optimales de constellation par satellite

L'objectif de la conception de constellations de satellites optimales est de réduire le nombre de satellites requis à une altitude donnée pour fournir le niveau ou le pli requis de couverture zonale ou globale continue. Seules quelques méthodes ont été développées par les chercheurs pour concevoir de grandes constellations de satellites optimales pour une couverture zonale ou globale continue, la première méthode est la suivante [3, 13, 26, 27].

#### I.7.2.1. Méthode streets of coverage (SOC)

Comme le montre la figure I.7 ci-dessous, l'espacement entre les satellites dans un plan orbital unique détermine si la couverture dans ce plan est continue et la largeur de la région de couverture continue. Supposons que  $\lambda_{max}$  est l'angle central maximal de la Terre et qu'il existe  $N$  satellites également espacés à  $S=360/N$  (deg) à part dans un plan orbital donné.

Il y a une couverture intermittente sur une bande de demi-largeur  $\lambda_{max}$ .

Si

$S > 2\lambda_{max}$ . La couverture est intermittente sur toute la bande.

Si

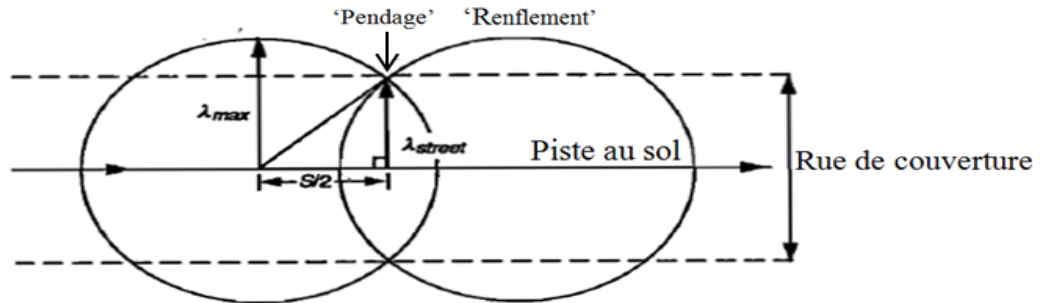
$S < 2\lambda_{max}$ . il y a une bande plus étroite, souvent appelée rue de couverture, centrée sur le tracé du sol et de largeur  $2\lambda_{street}$ , dans laquelle il y a une couverture continue. Cette largeur est donnée par:

$$\cos \lambda_{street} = \cos \lambda_{max} / \cos (S/2) \quad (I.1)$$

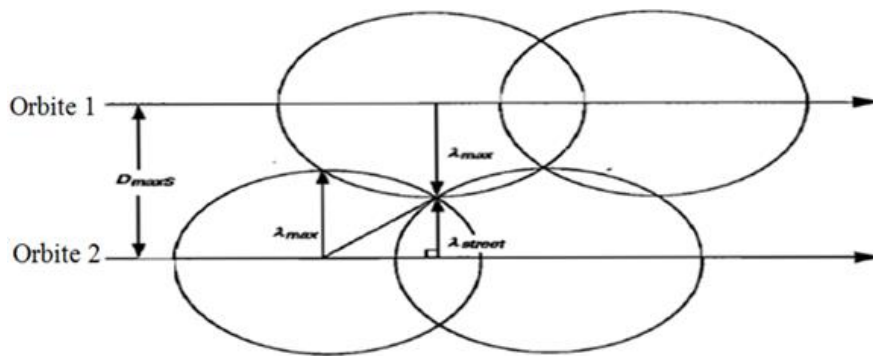
Si les satellites dans des plans adjacents vont dans la même direction, et le "renflement" sur une orbite peut être utilisé pour compenser le "pendage" sur l'orbite adjacente, comme le

montre la figure I.7, dans ce cas, la séparation perpendiculaire maximale  $D_{max}$  entre les plans d'orbite requis pour une couverture continue est:

$$D_{maxS} = \lambda_{street} + \lambda_{max} \text{ (Se déplaçant dans la même direction)}$$



**Figure I.7:** La «rue de couverture» est une bande centrée sur la voie au sol pour laquelle il existe une couverture continue [3].



**Figure I.8:** Couverture dans les plans adjacents [3].

Si les plans se déplacent dans la même direction, le motif de super position peut être conçu pour fournir un espacement maximal entre les plans adjacents.

Si les satellites se déplacent dans des directions opposées, le renflement et le pendage ne peuvent pas être alignés en continu et, par conséquent,

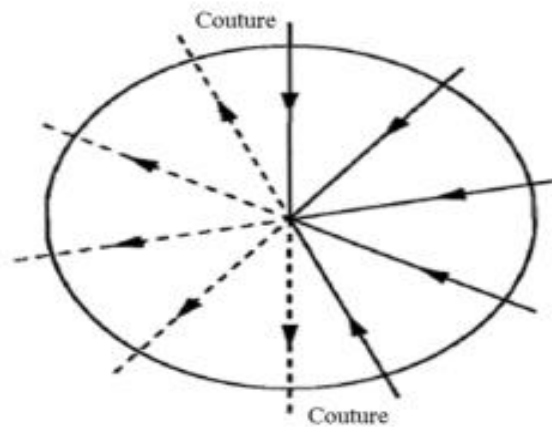
$$D_{maxO} = 2\lambda_{street} \tag{I.2}$$

(Se déplaçant dans des directions opposées)

Cela conduit à une constellation polaire souvent appelée “Streets of Coverage”, illustrée sur la figure I.9, dans laquelle  $M$  plans de  $N$  satellites sont utilisés pour fournir une couverture globale continue. À tout moment, les satellites de plus de la moitié du monde se dirigent vers le nord et les satellites de l'autre moitié se dirigent vers le sud. Dans les deux régions, les plans d'orbite sont séparés par  $D_{maxS}$ . Entre les deux moitiés, il y a une couture dans laquelle les



satellites vont dans des directions opposées. Ici, l'espacement entre les plans doit être réduit à  $D_{max0}$  afin de maintenir une couverture continue.



**Figure I.9 : Modèle de constellation "Streets of Coverage". Vue du pôle nord [3].**

Les parties vers le nord de chaque orbite sont dessinées en traits pleins et les parties vers le sud en pointillés. Pour assurer une couverture complète, plans orbitaux de chaque côté de la couture doivent être plus proches que les autres [3, 26, 28, 29].

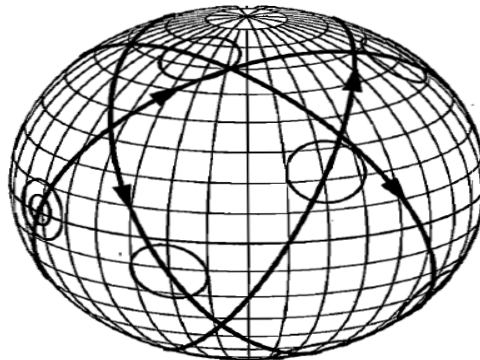
#### **I.7.2.2. La méthode de walker**

Tout en étudiant de manière approfondie les modèles d'orbite circulaires réguliers, Walker [1984] a développé une notation pour l'étiquetage des orbites qui est couramment utilisée dans la communauté de conception d'orbite et fréquemment utilisée comme point de départ pour la conception de constellation. Plus précisément, le modèle delta de Walker contient un total de  $t$  satellites avec  $s$  satellites uniformément répartis dans chacun des plans d'orbite  $p$ . Tous les plans orbitaux sont supposés avoir la même inclinaison,  $i$ , par rapport à un plan de référence généralement l'équateur de la Terre (Aux fins de la conception de la constellation, ce n'est pas nécessairement le cas, mais les perturbations de l'orbite dépendent de l'inclinaison par rapport à l'équateur et, par conséquent, l'équateur est le plan de référence standard le plus pratique). Contrairement aux rues de couverture, les nœuds ascendants du  $p$  plans d'orbite dans un modèle de Walker sont répartis uniformément autour de l'équateur à des intervalles de  $360$  degrés/ $p$ . Dans chaque plan orbital, les satellites  $s$  sont uniformément répartis à des intervalles de  $360$  degrés/ $s$ .

Le seul problème restant est de spécifier la phase relative entre les satellites dans les plans d'orbite adjacents. Pour ce faire, nous définissons la différence de phase,  $\Delta\phi$ , dans une constellation comme l'angle dans la direction du mouvement du nœud ascendant au satellite le plus proche à un moment où un satellite dans le prochain plan le plus à l'ouest est à son nœud

ascendant. Pour que tous les plans d'orbite aient la même relation les uns avec les autres,  $\Delta\phi$ , doit être un multiple entier,  $f$ , de  $360^\circ$ , où  $f$  peut être n'importe quel entier de 0 à  $P-1$ . Tant que cette condition est vérifiée, chaque orbite aura la même relation avec l'orbite suivante du modèle. Le modèle est entièrement spécifié en donnant l'inclinaison et les trois paramètres,  $t$ ,  $p$  et  $f$ . Habituellement, une telle constellation sera écrite dans la notation abrégée de  $i: t/p/f$ . Par exemple, Figure I.10 illustre une constellation Walker de 5/15/1 à  $i=65$  deg.[3, 27-30]

Bien que les constellations Walker soient importantes pour la conception des constellations, elles ne sont pas les seules options appropriées et ne fournissent pas nécessairement les meilleures caractéristiques pour une mission donnée. Walker avait l'intention de fournir une couverture multiple continue de toute la surface de la Terre avec le plus petit nombre de satellites. Ce plan peut ou non atteindre tous les objectifs d'un programme particulier. Par exemple, une couverture également répartie sur la surface de la Terre peut ne pas être la plus avantageuse. Nous pouvons souhaiter fournir une couverture mondiale avec la meilleure couverture aux pôles, aux régions de latitude moyenne ou à l'équateur. Dans ces cas, nous pouvons vouloir des types de constellation autres que les orbites de Walker.



**Figure I.10: Une 15/5/1 Walker constellation à  $65^\circ$  d'inclinaison. Les cercles sont centrés sur chacun des 15 satellites. Le double cercle est sur un satellite à son nœud ascendant[3].**

Si les régions d'intérêt n'incluent pas les pôles, alors une constellation équatoriale peut fournir toute la couverture avec un seul plan d'orbite, ce qui conduit à la flexibilité, à des plateaux de performances multiples et à une dégradation gracieuse. Ainsi, par exemple, si toutes les régions d'intérêt se trouvaient à moins de  $50^\circ$  de l'équateur, nous voudrions considérer une constellation ayant plusieurs satellites équatoriaux avec une altitude suffisante pour fournir la couverture appropriée au plus petit angle d'élévation de l'engin spatial.

### **I.7.3. Évaluation et atténuation des risques de collision et de débris**

L'une des caractéristiques les plus importantes de toute constellation est l'évitement des collisions. La raison n'est pas seulement la perte des satellites qui entrent en collision parce que nous prévoyons de perdre des satellites pour de nombreuses raisons dans toute grande

constellation. Le problème fondamental est le nuage de débris qui résulte de toute collision par satellite. La vitesse transmise aux particules résultant de la collision est faible par rapport à la vitesse orbitale. Par conséquent, l'effet net d'une collision est de prendre deux satellites traquables, possiblement contrôlables, et de les transformer en milliers de particules intraquables qui se répandent avec le temps dans les mêmes orbites que les satellites d'origine. Puisque l'énergie est proportionnelle à  $mv^2$ , même une petite partie d'un satellite transporte une énorme quantité d'énergie cinétique à des vitesses orbitales. Puisque le nuage de débris reste dans l'orbite de la constellation, il augmente considérablement le risque de collisions secondaires qui, à leur tour, continuent d'augmenter la quantité de débris et la possibilité de rendre l'orbite "inhabitable". La conséquence pour la conception de la constellation est que nous devons faire de grands efforts pour concevoir la constellation et l'engin spatial afin d'éviter les collisions, les explosions ou la génération de débris extérieurs [3, 28].

### **I.7.3.1. Les méthodes utilisées pour éviter les collisions entre satellites**

Les méthodes utilisées sont résumées comme suit:

1. Maximiser l'espacement entre les satellites lorsqu'ils traversent d'autres plans orbitaux. (Peut avoir un impact phasage entre les plans et, par conséquent, la couverture.)
2. Retirer les satellites en fin de vie (Soit vous les désorbitez, soit vous les élevez au-dessus de la constellation.)
3. Déterminez le mouvement à travers la constellation d'un satellite qui "meurt sur place" (Les constellations à basse altitude ont un avantage).
4. Retirez les étages supérieurs de l'anneau orbital ou laissez-les attachés au satellite (Ne pas laisser des objets non contrôlés Dans le modèle de la constellation).
5. Concevez l'approche du rephasage ou du remplacement des satellites en évitant les collisions (Tous les mouvements inter-satellites devraient évaluer le potentiel de collision).
6. Capturez tous les composants qui sont éjectés (Recherchez des boulons explosifs. bouchons d'objectif. Pincés à saumon. et les rejets similaires).
7. Évitez le potentiel d'explosions auto-générées (Purger les réservoirs de propergol pour les engins spatiaux usés) [3, 28].

### **I.8. Liens inter-satellites**

Les liaisons intersatellites (ISL) sont des liaisons radio électriques ou optiques qui assurent une connexion entre satellites sans avoir besoin de stations terrestres intermédiaires. Bien que de nombreux liens différents soient possibles, les plus utiles en fonctionnement sont:

- Satellites en orbite basse (LEO) : LEO↔LEO

- Satellites en orbite géostationnaires (GEO) : GEO ↔ GEO
- Satellites en orbites LEO ↔ GEO

Considérons d'abord certaines des applications aux GEO. L'angle d'élévation de l'antenne est limité à un minimum d'environ  $5^\circ$  en raison du bruit induit par la terre. La limite de visibilité définie par l'angle d'élévation minimum est fonction de la longitude du satellite et de la latitude et de la longitude de la station terrienne. La figure I.11 montre la situation dans laquelle la station terrienne A est au-delà de la portée du satellite  $S_2$ , problème qui peut être résolu par l'utilisation de deux satellites connectés par un ISL. Ainsi, une liaison longue distance entre les stations terriennes A et B peut être réalisée par ce moyen. Un autre exemple extrême est celui où un service intercontinental peut nécessiter un certain nombre de «sauts».

Par exemple, un circuit Europe-Asie nécessite trois sauts (Morgan, 1999) [4]: de l'Europe à l'est des États-Unis; de l'est des États-Unis à l'ouest des États-Unis; ouest des États-Unis en Asie; et bien sûr, chaque saut nécessitait une liaison montante et une liaison descendante. En utilisant un ISL, une seule liaison montante et une seule liaison descendante sont nécessaires. De plus, comme cela sera discuté sous peu, les fréquences ISL sont bien en dehors des bandes standards de liaison montante et de liaison descendante de sorte que l'utilisation du spectre est conservée. Le coût de l'ISL est plus que compensé par ne pas avoir à fournir les stations terriennes supplémentaires requises par le système à trois-sauts.

La distance  $d$  pour l'ISL est facilement calculée. De la Figure I.11:

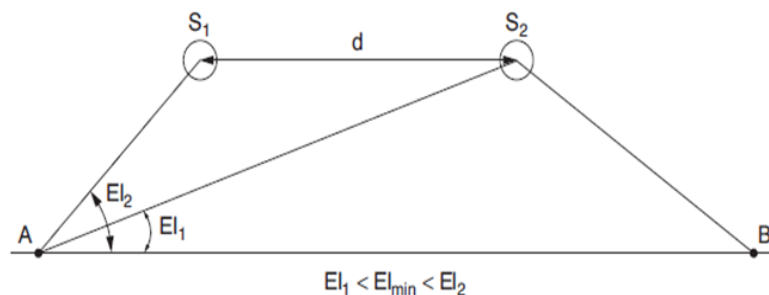
$$d = 2a_{GSO} \sin \frac{\Delta\theta}{2} \quad (I.3)$$

Où

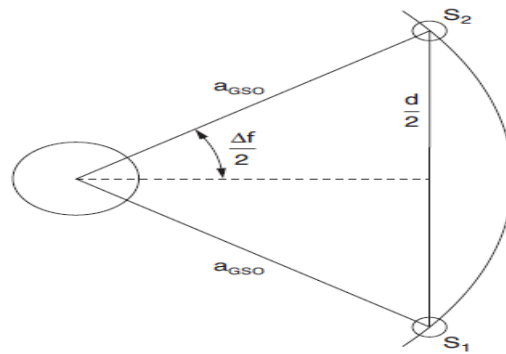
$\Delta\theta$  Est la séparation longitudinale entre les satellites  $S_1$  et  $S_2$ .

$a_{GSO}$  Est le rayon de l'orbite géostationnaire, égal à 42164 km.

Par exemple, les limites occidentales de l'arc continental des États-Unis (CONUS) sont à  $55^\circ$  et  $136^\circ$ . Bien qu'il n'y ait pas de satellites positionnés exactement à ces longitudes, ils peuvent être utilisés.



**Figure I.11: Angle d'élévation tel que déterminé par un ISL [4].**



**Figure I.12: Recherche de la distance  $d$  entre deux satellites GEO [4].**

Pour obtenir une estimation de la distance  $d$  pour un ISL couvrant CONUS.

$$d = 2 \times 42164 \times \sin\left(\frac{136^\circ - 55^\circ}{2}\right) = 54767 \text{ km} \quad (\text{I.4})$$

Bien que cela puisse sembler important, la portée de la station terrienne au satellite est de l'ordre de 41000 km donc la distance impliquée avec trois liaisons montantes et trois liaisons descendantes est de 246000 km! Les satellites GEO sont souvent disposés en grappes à une longitude nominale [4, 31, 32].

Par exemple, il existe un certain nombre de satellites EchoStar à  $119^\circ$  de longitude ouest. La distance entre les satellites est typiquement d'environ 100 km, la distance longitudinale correspondante pour cette distance est environ  $0,136^\circ$ . Les satellites étant relativement proches les uns des autres, ils sont soumis aux mêmes forces de perturbation et de dérive, ce qui simplifie le contrôle de position. De plus, tous les satellites du groupe se trouvent dans le lobe principal de l'antenne de la station terrienne.

### **I.8.1. Avantages de la communication FSO par rapport à la communication RF**

Le système de communication FSO offre plusieurs avantages par rapport au système RF. La principale différence entre la communication FSO et RF découle de la grande différence de longueur d'onde. Pour le système FSO, dans des conditions météorologiques claires (visibilité  $> 10$  miles), la fenêtre de transmission atmosphérique se situe dans la gamme de longueurs d'onde proche infrarouge comprise entre 700 nm et 1600 nm. La fenêtre de transmission pour le système RF se situe entre 30 mm et 3 m. Par conséquent, la longueur d'onde RF est des milliers de fois plus grande que la longueur d'onde optique. Ce rapport élevé de longueur d'onde conduit à certaines différences intéressantes entre les deux systèmes, comme indiqué ci-dessous [31]:

#### **I.8.1.1. Bande passante élevée**

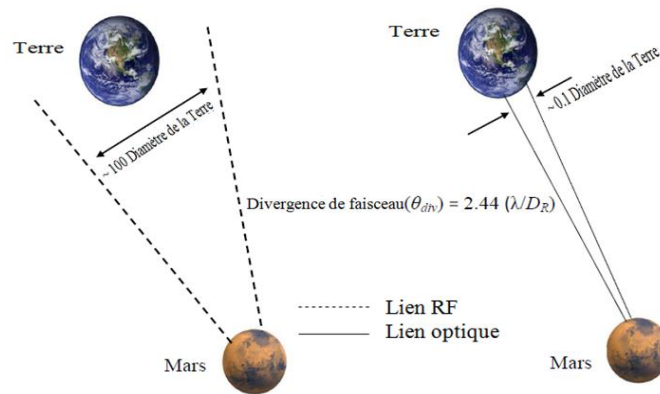
Il est bien connu qu'une augmentation de la fréquence des transporteurs augmente la capacité de transmission de l'information d'un système de communication. Dans les systèmes de

communication RF et micro-ondes, la largeur de bande admissible peut atteindre jusqu'à 20 % de la fréquence du support. Dans le domaine de la communication optique, même si la bande passante est considérée comme 1 % de la fréquence de transmission ( $10^{16}$  Hz), la bande passante autorisée sera de 100 THz. Cela rend la bande passante utilisable à une fréquence optique dans l'ordre de THz qui est près de 105 fois celle d'un support RF typique.

**I.8.1.2. Moins de puissance et de masse requise**

La divergence du faisceau est proportionnelle à  $\lambda/D_R$ , où  $\lambda$  est la longueur d'onde porteuse et  $D_R$  le diamètre d'ouverture. Ainsi, la diffusion du faisceau offerte par la porteuse optique est plus étroite que celle de la porteuse RF. Cela conduit à une augmentation de l'intensité du signal au niveau du récepteur pour une puissance transmise donnée. La figure I.13 montre la comparaison de la divergence du faisceau pour les signaux optiques et RF lorsqu'ils sont renvoyés de Mars vers la Terre.

Ainsi, une plus petite longueur d'onde de porteuse optique permet au concepteur FSO de proposer un système qui a une antenne plus petite que le système RF pour obtenir le même gain (car les échelles de gain d'antenne sont inversement proportionnelles au carré de la longueur d'onde de fonctionnement). La taille typique du système optique est de 0,3 m contre 1,5 m pour une antenne de vaisseau spatial RF.



**Figure I.13: Comparaison de la divergence des faisceaux optiques et RF de mars vers la terre [31].**

**I.8.1.3. Haute directivité**

La directivité de l'antenne est étroitement liée à son gain. L'avantage de la porteuse optique sur la porteuse RF peut être vu à partir du rapport du gain d'antenne comme indiqué dans l'équation ci-dessous [31]:

$$\frac{Gain_{(optical)}}{Gain_{(RF)}} \approx \frac{4\pi/\theta_{div(optical)}^2}{4\pi/\theta_{div(RF)}^2} \tag{I.5}$$

Où

$div$  (optique) et  $div(RF)$  sont respectivement les divergences optique et  $RF$  et sont proportionnelles à  $\lambda/D_R$ . Etant donné que la longueur d'onde optique est très faible, on obtient une directivité très élevée et le gain amélioré.

#### **I.8.1.4. Spectre sans licence**

Dans le système RF, les interférences provenant de la porteuse adjacente sont le principal problème dû à la congestion du spectre. Cela nécessite le besoin de licences de spectre par les autorités réglementaires. Mais d'un autre côté, le système optique est exempt de licences de spectre jusqu'à présent. Cela réduit le coût d'installation initial et le temps de développement.

#### **I.8.1.5. Haute sécurité**

La communication FSO ne peut pas être détectée par des analyseurs de spectre ou des radios fréquences car le faisceau laser FSO est hautement directionnel avec une divergence de faisceau très étroite. Toute interception est donc très difficile. Contrairement au signal RF, le signal FSO ne peut pas pénétrer les murs, il peut donc empêcher les écoutes.

En plus des avantages ci-dessus, la communication FSO offre des avantages secondaires comme étant:

- a) facilement extensible et réduisant la taille des segments de réseau,
- b) léger et compact,
- c) déployable facilement et rapidement,
- d) pouvant être utilisé là où les câbles à fibres optiques ne peuvent pas être utilisés.

Cependant, malgré de nombreux avantages, le système de communication FSO a ses propres inconvénients par rapport au système RF. Le principal inconvénient est l'exigence d'un système ATP serré en raison de la divergence étroite du faisceau. De plus, la communication FSO dépend de conditions atmosphériques imprévisibles qui peuvent dégrader les performances du système. Un autre facteur limitant est la position du Soleil par rapport à l'émetteur et au récepteur laser. Dans un alignement particulier, les radiations solaires de fond peuvent augmenter et entraîner des performances médiocres du système. Cela représente sans aucun doute un grand défi pour les concepteurs de systèmes FSO.

#### **I.8.2. Les avantages d'une liaison inter-satellites**

Les liaisons inter-satellites permettent les configurations suivantes:

- L'utilisation d'un satellite géostationnaire comme relais pour des liaisons permanentes entre des satellites en orbite basse et un réseau d'un petit nombre de stations terriennes;
- Une augmentation de la capacité du système en combinant les capacités de plusieurs satellites géostationnaires;

- La planification de systèmes plus flexibles;
- Examen des systèmes fournissant une liaison permanente et une couverture mondiale utilisant des satellites en orbite basse comme alternative aux systèmes utilisant des satellites géostationnaires.

La technologie optique est plus avantageuse en termes de masse et de consommation d'énergie pour les liaisons à haute capacité [7, 31].

### **I.9. Conclusion**

L'utilisation de satellites a créé une révolution dans le domaine des communications sans fil, et cela est dû aux nombreux avantages de l'utilisation de l'espace dans les communications, ce qui a incité de nombreuses entreprises de communication à investir dans la recherche et le développement des communications spatiales.

Dans ce chapitre, nous avons vu les différentes composantes du secteur spatial et du secteur terrestre, ainsi que les dispositifs qui composent le satellite, les fréquences utilisées dans la communication entre les deux secteurs et les différentes orbites, en plus des perturbations orbitales.

Avec ce chapitre et les informations sur les constellations qu'il comporte, nous avons pu mettre en évidence les principaux critères et conditions pour designer une constellation des satellites sans collision et avec une durée de vie relativement longue.

Nous avons vu aussi les liens inter satellites; Radio fréquence et optique, les avantages des liens inter satellites et les avantages et les caractéristiques des liens optiques. Il s'agissait ici de familiariser le lecteur avec les principes du design de la constellation et les liens inter-satellites pour pouvoir aborder ensuite le troisième et le quatrième chapitre.



## **CHAPITRE II**

### **EFFETS ATMOSPHERIQUES SUR LA COMMUNICATION OPTIQUE DU SATELLITE AU SOL**

#### **II.1. Introduction**

La communication par satellite optique a généralement deux modes de fonctionnement: la communication satellite à satellite, pour laquelle le canal de communication est un espace libre, et la communication satellite à sol, pour laquelle le canal de communication est affecté par l'atmosphère terrestre. L'atmosphère terrestre est un milieu très turbulent et influence ainsi de façon significative la performance du système. Les signaux de communication qui se propagent à travers l'atmosphère terrestre subissent une dégradation due principalement aux atténuations, scintillations et perturbations de l'atmosphère [33, 34].

La turbulence atmosphérique peut dégrader les performances des liaisons optiques en espace libre, en particulier sur des portées de l'ordre de 1 km ou plus. Des inhomogénéités dans la température et la pression de l'atmosphère entraînent des variations de l'indice de réfraction le long du trajet de transmission. Ces inhomogénéités d'indice peuvent détériorer la qualité de l'image reçue et peuvent causer des fluctuations dans l'intensité et la phase du signal reçu. Ces fluctuations peuvent entraîner une augmentation de la probabilité d'erreur de liaison, ce qui limite les performances des systèmes de communication. Les effets de diffusion des aérosols causés par la pluie, la neige et le brouillard peuvent également dégrader les performances des systèmes de communication optique en espace libre [35].

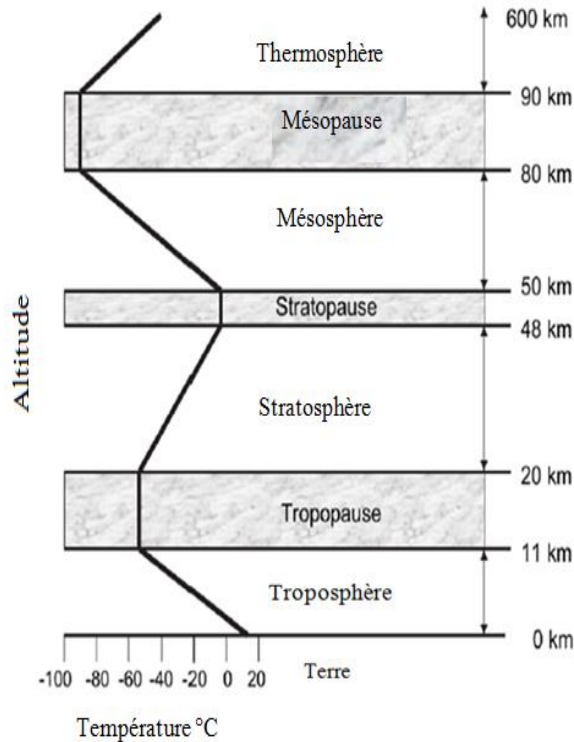
Ce chapitre fournit un traitement théorique complet et une analyse des performances d'un système de communication laser à travers l'atmosphère, décrit la procédure de calcul du bilan de liaison et explique les équations pour le débit de données, la marge de liaison et le BER pour un canal atmosphérique avec absorption et diffusion.

#### **II.2. Description de l'atmosphère**

L'atmosphère est un système dynamique d'une complexité considérable. Il est évident que l'ensemble des phénomènes qui caractérisent l'atmosphère et son interaction avec le rayonnement laser doivent être compris avant que des systèmes optiques utiles puissent être conçus pour fonctionner dans l'atmosphère. Divers éléments de l'atmosphère seront examinés dans les sous-sections qui suivent.

L'atmosphère est généralement divisée en plusieurs couches en fonction de son profil de température moyenne. Du sol à une altitude de 10 à 12 km, la température moyenne diminue

régulièrement. Cette couche la plus basse s'appelle la troposphère. Pour la couche suivante, qui est appelée la stratosphère, la température augmente avec l'altitude. Contrairement à la troposphère, l'air de cette couche est très stable et le mélange turbulent est inhibé dans la stratosphère en raison du profil de température inversé. Les faibles turbulences et l'absence de précipitations expliquent le long temps de séjour des aérosols et autres particules dans la stratosphère. La figure II.1 montre la température moyenne de l'atmosphère en fonction de l'altitude [36].



**Figure II. 1: température moyenne de l'atmosphère en fonction de l'altitude [37].**

### II.2.1. Composition chimique

Le tableau II.1 donne une liste des composants chimiques secs de l'air clair de l'atmosphère près du niveau de la mer [38]. La teneur en vapeur d'eau de l'atmosphère dans la troposphère est très variable et varie de 1 à 3% en concentration. Un certain nombre de constituants mineurs, tous influençant la turbidité aux fréquences optiques. Sont également présents dans l'atmosphère à des concentrations variables. Certains de ces constituants sont des aérosols. Oxydes de carbone, composés de soufre et d'azote, hydrocarbures et ozone.

**Tableau II. 1 : Composition de l'air sec « propre » près du niveau de la mer**

Composant	Pourcentage en volume	Contenu, ppm
<b>Azote</b>	78,09	780900
<b>Oxygène</b>	20,94	209400
<b>Argon</b>	0,93	9300
<b>Dioxyde de carbone</b>	0,0318	318
<b>Néon</b>	0,0018	18
<b>Hélium</b>	0,00052	5,2
<b>Krypton</b>	0,0001	1
<b>Xénon</b>	0,000008	0,08
<b>Oxyde nitreux</b>	0,000025	0,25
<b>Hydrogène</b>	0,00005	0,5
<b>Méthane</b>	0,00015	1,5
<b>Dioxyde d'azote</b>	0,000000001	0,001
<b>Ozone</b>	0,000002	0,02
<b>Anhydride sulfureux</b>	0,00000002	0,0002
<b>Monoxyde de carbone</b>	0,00001	0,1
<b>Ammoniac</b>	0,000001	0,01

### II.2.2. Turbidité

La turbidité est définie comme étant constituée de toutes les matières particulaires qui absorbent et diffusent la lumière. Pour l'étude de la propagation du faisceau optique, la turbidité atmosphérique peut être grossièrement divisée en deux classes. Le premier comprend les molécules de gaz, les aérosols, le brouillard léger et la brume, et les minces nuages de cirrus. La perte d'atténuation ou d'extinction de l'énergie lumineuse du faisceau laser pour cette catégorie est généralement due à la diffusion de Rayleigh et Mie. Le faisceau direct conserve un bon pourcentage de son énergie même après avoir traversé l'atmosphère entière. La deuxième classe de turbidité est constituée de nuages opaques et de brouillard dense et de brume. Les pertes de diffusion pour ce cas sont très élevées; la majeure partie de l'énergie du faisceau apparaît sous forme de lumière diffuse. Pour les communications optiques, les stratégies pour surmonter les problèmes posés par les deux catégories sont assez différentes et seront discutées plus tard [34].

### II.2.3. Réfraction astronomique

Indice de réfraction, qui dépend de la densité de l'atmosphère, diminue avec la hauteur au-dessus du sol. La lumière arrivant au sommet de l'atmosphère sur un trajet oblique se courbe vers le bas, ce qui fait que la distance zénithale observée de l'émetteur est différente du zénith réel. La distance angulaire entre l'angle zénithal réel et apparent de l'objet, appelé angle de réfraction terrestre, peut être obtenue en appliquant le principe de Fermat au profil atmosphérique. Garfinkel [39] a développé un programme informatique pour calculer l'amplitude

de l'angle de réfraction pour n'importe quel profil atmosphérique, y compris l'atmosphère standard américaine [36] pour tous les angles zénithaux apparents. Pour un rayon rasant au niveau de la mer, l'angle de réfraction terrestre peut atteindre 10 mrad [40].

La réfractivité,  $N$ , de l'atmosphère pour les longueurs d'onde optiques peut être approximée par la relation [40] :

$$N = 79 \times 10^6 (n - 1) P/T \quad (\text{II.1})$$

Où :

$n$  : est l'indice de réfraction de l'atmosphère,

$P$  : est la pression atmosphérique en millibars,

$T$  : est la température en kelvins.

Pour une analyse détaillée de l'indice de réfraction optique et des formules plus précises, voir les références [41-43].  $N$  est d'environ 290 au niveau de la mer [40]; elle varie d'environ 10% avec la longueur d'onde dans la plage visible et de 0,5% avec l'humidité [34].

#### II.2.4. Réfraction aléatoire

Le profil moyen de l'atmosphère, qui découle des conditions météorologiques, détermine la réfraction régulière ou moyenne des faisceaux lumineux. La réfraction aléatoire ou stochastique est due au mouvement des inhomogénéités dans l'air. C'est ce type de réfraction qui fait dévier les rayons lumineux dans le temps et dégrade leur cohérence spatiale et temporelle. La réfraction stochastique peut imposer des exigences particulières aux mécanismes de pointage et de poursuite des systèmes optiques. Il peut également limiter le taux de transmission des données sur les canaux optiques.

Des observations astronomiques systématiques de l'angle de réfraction ont conduit à la découverte de plusieurs types d'oscillations aléatoires. Pour la plupart des applications pratiques, ils peuvent être classés en deux classes: oscillations avec des fréquences de 1 Hz ou moins; et des oscillations rapides avec des fréquences de 10 Hz ou plus.

Oscillations lentes apparaissent en raison de changements généraux des conditions atmosphériques et des masses d'air dans le temps. De telles oscillations entraînent une dérive lente de l'image avec des amplitudes atteignant plusieurs secondes d'arc [34]. Beckmann [44] et Hodara [45] ont observé une réfraction aléatoire le long des trajets horizontaux, notant une lente dérive des faisceaux laser sur des trajets de 5 à 15 km à un taux de plusieurs microradians par heure. Une autre étude estime que les inhomogénéités dans l'atmosphère ont une longueur d'échelle de 10 à 40 km et que les fluctuations de la direction du faisceau peuvent atteindre 75  $\mu$ rad [34]. Lese [46], à l'aide d'un télescope de 0,9 m, a mesuré des écarts angulaires avec une

valeur moyenne de  $3 \mu\text{rad}$  pour des angles zénith aux inférieurs à un radian pour toute l'atmosphère.

### II.2.5. Turbulence en air clair

Turbulence de réfraction de l'atmosphère est provoquée par des fluctuations rapides, spatiales et temporelles à petite échelle de la température (de l'ordre de 0,1 à 1,0 K). Alors que les écarts de l'indice de réfraction par rapport à leurs valeurs moyennes sont très faibles (quelques parties par million), l'effet cumulatif de telles inhomogénéités sur de grandes distances d'intérêt pratique peut être assez important.

La turbulence résulte d'un mélange désordonné d'air dans l'atmosphère. Un écoulement devient turbulent lorsque le nombre de Reynolds pour un processus d'écoulement dépasse une valeur critique.

$$Re = \nu L / \mu \quad (\text{II.2})$$

Où  $\nu$  est une vitesse caractéristique d'écoulement,  $L$  est une taille d'échelle du processus d'écoulement et  $\mu$  est la viscosité cinétique du fluide.

Pour  $L = 2 - 10 \text{ m}$ ,  $\nu = 1-5 \text{ m/s}$  et  $\mu = 15 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$ , le nombre de Reynolds est de l'ordre de  $10^6$ . De tels nombres de Reynolds, qui sont typiques de l'atmosphère, correspondent généralement à un écoulement turbulent complètement développé.

La compréhension moderne de la turbulence atmosphérique est basée sur la théorie de Kolmogorov-Obukhov. La plage d'applicabilité de leur théorie, appelée plage inertielle, se situe entre les tailles d'échelle  $l$  et  $Lo$ . Tatarski a basé son travail sur leur théorie pour obtenir des résultats pertinents à la propagation des ondes électromagnétiques à travers l'atmosphère turbulente [34].

### II.3. Effets de la turbulence sur les faisceaux optiques

La plupart des études, après Tatarski [34], utilisent l'hypothèse de turbulence «gelée» pour modéliser la propagation optique à travers l'atmosphère. L'approximation consiste à supposer que les variations temporelles en tout point résultent d'un mouvement uniforme et transversal de l'atmosphère dans son ensemble en raison des vents dominants. Les changements dans la structure interne de l'atmosphère dus à l'évolution des turbulences dans le temps sont négligés.

Plusieurs techniques mathématiques, y compris des méthodes schématiques, la théorie de la cohérence, l'approximation de Markov, et d'autres, ont été utilisées pour résoudre l'équation d'onde pour la propagation de la lumière afin d'étudier les effets de la turbulence. La plupart de ces techniques sont équivalentes et donnent des résultats comparables [34].

### II.3.1. Scintillation

La scintillation stellaire est un phénomène bien connu. La turbulence provoque des fluctuations de l'intensité d'une onde lumineuse en redistribuant sa puissance spatialement dans le temps. La force de scintillation peut être mesurée en termes de variance de l'amplitude du faisceau ou de son irradiance en un point. Des études théoriques ont conduit à la prédiction que l'amplitude logarithmique,

$$X = \ln \left[ \frac{A}{A_0} \right] \quad (\text{II.3})$$

Où :

$A$  est l'amplitude irradiance,

$A_0$  est un facteur de normalisation, a une distribution gaussienne.

La gaussienne est également la distribution de l'intensité logarithmique ou de l'irradiation logarithmique. D'autres méthodes indiquent une distribution de Rice-Nakagami pour l'amplitude  $A$  [47-49]. Pour les petites variances de  $X$ , la différence entre les deux est faible. Cependant, les solutions sont valables lorsque la variance de  $X$ ,  $\sigma_X^2 \leq 0.5$  les solutions ne valent que pour de faibles turbulences. La restriction est assez stricte: pour les trajets horizontaux près du sol. Là où la turbulence est forte, la limite peut être atteinte sur des trajets d'environ 1 km. Puisque  $C_n^2$ : décroît rapidement avec la hauteur au-dessus du sol, le problème de la propagation optique à travers toute l'atmosphère peut encore rester soumis à de faibles méthodes de turbulence pour des angles zénithal inférieurs à un radian. Les données expérimentales semblent favoriser la distribution log-normale de l'amplitude et de l'irradiance dans la région de turbulence faible. Les résultats théoriques d'une forte turbulence sont rares et assez controversés [50, 51].

### II.3.2.Élargissement du faisceau

Considérons un faisceau gaussien de taille  $W_0$ , et l'intensité de l'axe du faisceau  $I_0$  à l'émetteur. Son intensité à la distance  $z$  dans l'espace libre est donnée par [52] comme:

$$I(z, \rho) = I_0 \left( \frac{W_0}{W_f} \right)^2 \exp \left[ -\frac{2\rho^2}{W_f^2} \right] \quad (\text{II.4})$$

Où :

$\rho$  est la distance transversale du faisceau et  $W_f$ , la taille du faisceau en  $z$  pour un faisceau collimaté, est:

$$W_f^2 = W_0^2 + \left( \frac{2z}{kW_0} \right)^2 \quad (\text{II.5})$$

Pour de grandes distances  $z$ , l'ouverture de faisceau  $W_t$ , dans le milieu turbulent est donnée par:

$$W_t^2 = W_f^2 + 4.38C_n^2 I_0^{-1/3} z^3 \quad (\text{II.6})$$

Et l'intensité moyenne,  $E[I]$  sur l'axe du faisceau est:

$$E[I] = \frac{W_0^2 I_0}{W_t^2} \quad (\text{II.7})$$

Où l'on suppose que le faisceau se propage sans perte de puissance, c'est-à-dire que la rétrodiffusion et l'absorption sont négligeables pour l'air clair.

### II.3.3. Cohérence spatiale

La perte de cohérence spatiale à travers un faisceau lumineux est un autre effet important de la turbulence en air clair. Les inhomogénéités d'indice de réfraction de tailles d'échelle relativement plus grandes produisent des fluctuations de phase aléatoires qui dégradent la cohérence du front d'onde de propagation. La fonction de structure des fluctuations de phase,  $D_s(\rho_1, \rho_2)$  qui est définie comme [34] :

$$D_s(\rho_1, \rho_2) = E[|s(\rho_1) - s(\rho_2)|^2] \quad (\text{II.8})$$

Où :

$\rho_1$  et  $\rho_2$  sont des vecteurs de position dans le plan d'observation à travers le faisceau,  $s(\cdot)$  est la phase à ce point. Pour une turbulence faible, [34] donne un résultat simple pour la fonction de structure de phase :

$$D_s(0, \rho) = 2.91b_1 C_n^2 z \rho^{5/3} \quad (\text{II.9})$$

Où la valeur de  $b_1$ , une constante, varie de 1,0 pour une onde plane à 0,375 pour une onde sphérique.

La corrélation en phase entre deux points  $\rho_1$  et  $\rho_2$  sur le front d'onde se dégrade avec la distance  $\rho = |\rho_1 - \rho_2|$ . Pour un plan ou une onde sphérique, le degré de cohérence peut s'exprimer comme:

$$\gamma(z, \rho) = \exp \left[ - \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^{5/3} \right] \quad (\text{II.10})$$

Où  $\rho_0$  est le rayon de cohérence de phase et est donné par:

$$\rho_0 = (b_2 C_n^2 k^2 z^2)^{-3/5} \quad (\text{II.11})$$

Où  $b_2 = 1.45$  (0.55) pour une onde plane (sphérique). Lorsque  $\rho \geq \rho_0$ , la différence d'angle de phase aléatoire est supérieure à  $\pi$ , et le front d'onde est supposé avoir perdu sa cohérence spatiale.

### II.3.4. Autres effets

La turbulence réfractive peut également produire une dépolarisation de la lumière et un étirement temporel des impulsions optiques. Les calculs de Strohbehn et Clifford [53] montrent que la puissance moyenne dans la composante dépolarisée est inférieure d'environ 160 dB à celle du faisceau incident. Les tentatives de mesure de la dépolarisation avec une précision de 45 dB ont donné un résultat négatif [54]. En effet, la plupart des études théoriques sur la turbulence en air clair négligent le terme de polarisation dans l'équation des vagues pour simplifier les calculs.

Les impulsions lumineuses arrivent au récepteur avec des retards de trajet variables au fur et à mesure qu'elles se déplacent dans des parties spatialement différentes de l'atmosphère turbulente [55, 56]. Les calculs montrent que l'étirement temporel des impulsions est généralement d'environ 0,01 pico-seconde pour toute la hauteur de l'atmosphère.

Nous constatons que l'amplitude de ces deux effets est négligeable, et par conséquent leurs effets sur les communications optiques peuvent être ignorés. Il convient de noter, cependant, que les effets peuvent être beaucoup plus importants lorsque la diffusion due aux constituants troubles de l'atmosphère est considérée.

### II.4. Communications optiques en turbulence

Pour les communications d'une source laser exoatmosphérique dans l'espace lointain à un récepteur terrestre (liaison descendante). La taille de la zone de Fresnel du faisceau dans l'atmosphère sera beaucoup plus grande que la taille d'échelle  $L$  des inhomogénéités. Les principaux effets de la turbulence sur le signal pour cette configuration seront l'étalement du faisceau, la scintillation et la perte de cohérence spatiale. Pour les communications optiques terre-espace (liaisons montantes), l'émetteur optique résidant à l'intérieur de l'atmosphère. la taille de la zone de Fresnel sera beaucoup plus petite que  $L$ , faisant errer le faisceau et les fluctuations de l'angle d'arrivée les principaux facteurs contribuant à la dégradation du signal.

La scintillation produit à la fois des fluctuations d'intensité temporelle et spatiale à l'ouverture de réception, entraînant des surtensions et des évanouissements. La durée typique des évanouissements temporels induits par la scintillation est de l'ordre de quelques millisecondes. La probabilité d'événements d'évanouissement pour des niveaux d'évanouissement donnés, ainsi que la durée de ces évanouissements, est décrite dans [57]. On y montre que des valeurs de fondu de 10 dB ou plus sont observées 12% du temps pour la pire turbulence (1% du temps pour une



turbulence faible). Une approche par force brute peut être utilisée pour surmonter les évanouissements produits par la scintillation temporelle.

## II.5. Effets de la turbidité sur la propagation du faisceau

Les constituants atmosphériques sous forme de gaz et de particules absorbent et diffusent la lumière. Ainsi, la conception de systèmes optiques performants doit faire face à la turbidité atmosphérique et doit tenir compte de la diminution de l'énergie du faisceau direct lorsque la lumière se déplace dans l'atmosphère.

### II.5.1. Absorption et diffusion

Le seul effet notable de l'absorption moléculaire est de retirer une partie de l'énergie du faisceau laser [58]. L'éclairement énergétique du faisceau  $I$  lorsque la lumière parcourt une distance  $Z$  à travers l'atmosphère peut s'écrire:

$$I = I_0 \exp \left[ - \int_0^Z \gamma_a(Z) dz \right] \quad (\text{II.12})$$

Où :

$I_0$  est l'irradiance à  $Z = 0$ ,

$\gamma_a(Z)$  est le coefficient d'absorption à la position  $Z$ . L'argument de l'exponentielle dans l'équation ci-dessus est connu comme la profondeur optique ou l'épaisseur optique.

La lumière est absorbée lorsque l'état quantique d'une molécule, caractérisé par son énergie électronique, vibratoire ou rotationnelle, est excité d'un état inférieur à un état supérieur. La section efficace d'absorption a une forme lorentzienne [59] qui culmine à l'énergie de transition moléculaire. Pour chaque ligne de transition, il faut connaître la fréquence de crête, la largeur et sa section efficace d'absorption totale. Les largeurs de ces lignes sont typiquement de l'ordre de  $10^{-5}$  nm. Cependant, le doppler et l'élargissement de la pression, qui résultent du mouvement thermique des molécules et des collisions moléculaires, respectivement, conduisent à des lignes d'absorption de forme gaussienne beaucoup plus grandes. Par conséquent, pour obtenir le coefficient d'absorption total à une fréquence particulière, il faut calculer le facteur de forme de ligne, y compris les effets de température et de pression.

Étant donné que la taille des molécules d'air est beaucoup plus petite que les longueurs d'onde optiques, la diffusion de la lumière par les molécules tombe dans le régime de Rayleigh. L'effet principal sur un faisceau de lumière, comme dans le cas de l'absorption moléculaire, est l'extinction du faisceau. Une relation similaire à l'équation. II.12 ci-dessus peut être défini en remplaçant le coefficient d'absorption par le coefficient de diffusion de Rayleigh,  $\gamma_{sr}(Z)$ . L'argument de l'exponentielle donne maintenant la profondeur optique du trajet atmosphérique

due à la diffusion moléculaire. Le coefficient de diffusion d'un gaz d'indice de réfraction  $n$  est donné par [58]:

$$\gamma_{sr}(Z) = \frac{8\pi^3(n^2-1)^2}{3N_m\lambda^4} \frac{6+3\delta}{6-7\delta} \quad (\text{II.13})$$

Où

$N_m$  est le nombre de molécules du gaz par unité de volume,

$\lambda$  est la longueur d'onde optique,

$\delta$  est le facteur de dépolarisation du rayonnement diffusé. Selon des mesures récentes,  $\delta = 0,035$  [60].

### II.5.2. Nuages opaques

En règle générale, si le disque du soleil ou de la lune peut être vu, les nuages sont considérés comme minces, et leur effet sur les faisceaux lumineux peut être expliqué de manière adéquate en termes de diffusion Mie comme discuté ci-dessus. Les nuages opaques sont une toute autre affaire. Une atténuation verticale de plus de 100 dB a été observée pour les cumulus [61]. Des extinctions calculées de plus de 1000 dB pour un brouillard dense réaliste ou des nuages dans l'atmosphère sont possibles. La seule stratégie viable pour les concepteurs de systèmes optiques est d'éviter de telles conditions atmosphériques sévères en utilisant la diversité spatiale et temporelle.

### II.6. Communications optiques dans une atmosphère trouble

En l'absence de nuages opaques, le seul effet significatif de la diffusion et de l'absorption atmosphérique est décrit par la loi de Bouguer:

$$I = I_0 \exp \left[ - \int_0^Z \gamma_t(z) dz \right] \quad (\text{II.14})$$

Où :

$\gamma_t(z)$  Est la somme de tous les coefficients d'absorption et de diffusion dus aux molécules de gaz, aux aérosols et à d'autres particules en position  $z$ ,

$Z$  est la distance de propagation à travers l'atmosphère.

La loi suppose que la perte d'extinction de la puissance du faisceau est indépendante de l'intensité du faisceau et que les événements d'absorption et de diffusion se produisent indépendamment. La magnitude de l'exposant en Equation II.14 est définie comme la profondeur ou l'épaisseur optique,  $\tau$ , de l'atmosphère, c'est-à-dire :

$$\tau = \int_0^Z \gamma_t(z) dz \quad (\text{II.15})$$

Des expériences avec du brouillard et de la fumée artificiels et avec une solution diluée[21] montrent que la loi tient bien pour l'épaisseur optique  $\tau \leq 12$ .

La présence de nuages épais, en général, aura un effet catastrophique sur la disponibilité d'une liaison de communication optique. Bien que la lumière laser diffusée sera disponible pour la communication. Le système doit être conçu pour avoir:

1. Un large champ de vision pour collecter suffisamment de puissance, ce qui augmente considérablement le bruit de fond;
2. Un faible débit de données pour éviter les interférences inter symboles dues à l'étalement des impulsions.

De plus, le codage de polarisation du signal ne peut pas être utilisé car la lumière diffusée est dépolarisée. Un système de communication optique conçu pour utiliser le faisceau diffusé à travers des nuages épais, perd alors rapidement ses avantages par rapport aux systèmes radio fréquences conventionnels.

### II.6.1. Modèle de turbulence atmosphérique

Le phénomène de turbulence est le résultat de changements aléatoires de l'indice de réfraction atmosphérique. Les variations de l'indice de réfraction sont dues aux gradients de température entre l'atmosphère, le sol et l'océan, qui, à leur tour, provoquent des courants d'air et des vents qui pénètrent dans les couches supérieures de l'atmosphère. L'indice de réfraction stationnaire,  $n_0$ , de l'atmosphère est fonction de la température, de la pression, de la longueur d'onde et de l'humidité. Par exemple, pour une atmosphère marine [62-65] :

$$n_0 \approx 1 + \frac{77p}{T} \left[ 1 + \frac{7.53 \cdot 10^{-3}}{\lambda^2} - 7733 \frac{q}{T} \right] 10^{-6} \quad (\text{II.16})$$

Où :

$P$ : est la pression atmosphérique (millibars),

$T$ : est la température (k),

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

$\lambda$ : est la longueur d'onde.

Une théorie de Kolmogorov est couramment utilisée pour traiter le comportement stochastique de l'indice de réfraction. Selon cette théorie, l'indice de réfraction en tant que somme d'une composante fixe et variable [62-64]  $n_T(r) = n_0 + n(r)$  où  $n_0$  est l'indice de réfraction moyen,  $r$  est un emplacement dans l'espace et  $n(r)$  est la composante stochastique générée par la variation spatiale de la pression, de la température et de l'humidité. Le paramètre statistique fondamental est la corrélation croisée spatiale de l'indice de réfraction qui est défini comme [66] :

$$\Gamma_n(r_1, r_2) = E[n(r_1), n(r_2)] \quad (\text{II.17})$$

Où :

$E [ ]$  signifie la valeur attendue.

La densité spectrale de puissance est la transformée de Fourier tridimensionnelle de l'indice de réfraction Corrélation croisée spatiale et est donnée par les références [64-67] comme:

$$\Phi(K) = 0.033C_n^2 K^{-11/3} \quad (\text{II.18})$$

Où  $C_n^2$  est la constante de la structure de l'indice de réfraction et  $K$  est le nombre d'onde vectorielle représentant les fréquences spatiales.  $K$  satisfait l'inégalité  $2\pi/L_0 < K < 2\pi/l_0$  ; où  $l_0$  et  $L_0$  sont des limites intérieure et extérieure, respectivement. La plage d'inertie du spectre de Kolmogorov, qui est définie par l'équation II.20, est délimitée par les limites intérieure et extérieure  $C_n^2$  varie de  $10^{-13} m^{-2/3}$  pour une forte turbulence à  $10^{-17} m^{-2/3}$  pour une faible turbulence. Les données empiriques forment la base des modèles pour déterminer la valeur de  $C_n^2$ , comme la somme des exposants liés à la hauteur utilisés dans la référence [64]:

$$C_n^2(h) = A \exp\left(-\frac{h}{H_A}\right) + B \exp\left(-\frac{h}{H_B}\right) + Ch^{10} \exp\left(-\frac{h}{H_C}\right) + D \exp\left(-\frac{(h-H_D)^2}{2d_c^2}\right) \quad (\text{II.19})$$

Où :

$A$  est le coefficient de la force de turbulence de la surface (couche limite),

$H_A$  est la hauteur de sa désintégration  $1/e$ ,

$B$  et  $H_B$  définissent de manière similaire la turbulence dans la troposphère (jusqu'à environ 10 km),

$C$  et  $H_C$  définissent la turbulence pic à la tropopause,

$D$  et  $H_D$  définissent une couche de turbulence isolée, où  $d_c$  est l'épaisseur de la couche.

Afin de relier le modèle d'indice de réfraction au modèle électromagnétique, l'équation d'onde de Maxwell stochastique est utilisée. La simplification de l'équation de Maxwell se fait par la méthode de Rytov [37, 63] en supposant que le champ en tout point du milieu peut être formulé comme le produit du champ d'espace libre et de la transmittance d'amplitude complexe stochastique qui décrit la perturbation du champ. Nous définissons la partie réelle du logarithme de l'exposant de perturbation comme la fluctuation de l'amplitude logarithmique et lui attribuons le symbole  $X$ . Par conséquent, il est possible de dériver un modèle statistique d'évanouissement du signal [37, 63], dans lequel le chemin de propagation la longueur  $Z$  satisfait la condition  $l_0 < \sqrt{Z\lambda} < L_0$  où  $\lambda$  est la longueur d'onde, et le diamètre de cohérence de turbulence  $d_0$  peut être calculé par les références [25, 63],  $d_0 < \sqrt{Z\lambda}$ . Nous considérons la liaison descendante comme une onde plane car le faisceau laser se propage sur la majeure partie de son trajet dans l'espace et ne souffre de turbulence que lorsqu'il atteint près de la terre.

La covariance pour une onde plane (en supposant une communication du satellite au sol) est donnée par les références [37, 63, 64] comme :

$$\sigma_X^2(Z) = 0.56 \left(\frac{2\pi}{\lambda}\right)^{7/6} \int_0^Z C_n^2(x)(Z-x)^{5/6} dx \quad (\text{II.20})$$

La fonction de distribution de densité de  $X$  est normale [63] comme suit:

$$f_X(X) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_x} \exp\left(-\frac{X-E[X]^2}{2\sigma_x^2}\right) \quad (\text{II.21})$$

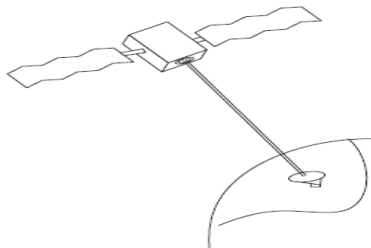
La puissance reçue normalisée est liée à l'amplitude logarithmique  $X$  par :

$$I = \exp(2X - 2E[X]) \quad (\text{II.22})$$

### II.6.2. Modèle de système de communication laser

Dans notre modèle de communication laser, nous supposons que l'équipement et les technologies laser sont couramment utilisés dans la pratique. L'émetteur satellite laser à liaison descendante est un laser modulé en intensité (*IM*) à modulation on-off (*OOK*). Dans la station de réception au sol, un photo-détecteur à détection directe (*DD*) est utilisé. La liaison montante de commande de rétroaction est mise en œuvre par des systèmes optiques ou RF qui ne sont pas limités en puissance à l'étendue du système spatial. La liaison montante de rétroaction doit être très fiable. À des fins d'économie d'énergie, le système a la capacité de contrôler de manière adaptative le niveau d'intensité de sortie du signal laser transmis en liaison descendante. Pour ce type de contrôle, la station au sol analyse en continu le signal reçu. Selon les résultats de l'analyse, le système prend une décision concernant l'intensité transmise requise et fournit des signaux de commande appropriés à l'émetteur spatial via une liaison montante de commande de rétroaction [68].

Ce signal de rétroaction contient des informations sur la puissance détectée au niveau du récepteur et contient donc des informations sur la valeur réelle de fondu / surtension atmosphérique. Dans cette étude, nous nous concentrons sur l'idéalisation (scénario du meilleur des cas) de la liaison montante du contrôle de rétroaction et l'influence du retard de la boucle de rétroaction est un sujet de recherche future. L'intensité de sortie du signal retransmis par satellite laser est modifiée à la valeur minimale possible sans provoquer de dégradation de la valeur limite prédéfinie du BEP (figure II.2).



**Figure II. 2: Scénario de communication entre le satellite et la station au sol [68].**

Dans des conditions de propagation du signal laser dans une atmosphère turbulente de la Terre, le contrôle continu de l'intensité laser est beaucoup plus compliqué à maintenir que le contrôle discret. De plus, la gamme continue de valeurs d'intensité transmises possibles entraîne une conception compliquée et coûteuse d'un émetteur satellite, de sa commande et des blocs d'alimentation. Cependant, étant donné que les niveaux d'intensité continus peuvent être approximés par des niveaux d'intensité discrets, nous pouvons diviser la plage d'intensité de liaison descendante en un ensemble de niveaux discrets pour obtenir une meilleure réalisation de l'algorithme de contrôle.

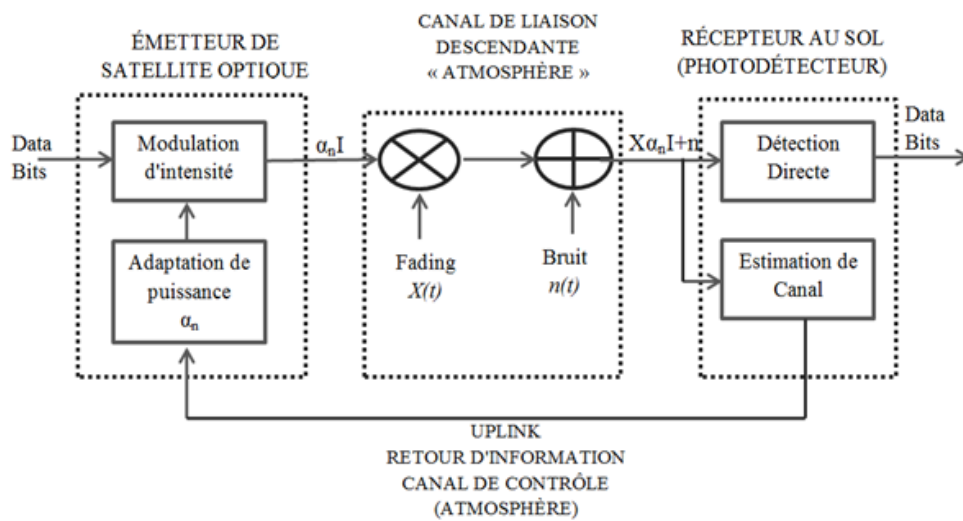


Figure II. 3. Modèle de système [68].

### II.6.3 Bilan de liaison

Les performances globales du système d'un lasercom sont quantifiées à l'aide d'un bilan de liaison dérivé de l'équation de portée, qui combine l'atténuation et les aspects géométriques pour calculer la puissance reçue. Le processus de recherche de la marge de liaison par le calcul de la liaison du système est le sujet de cette section. Le calcul de la liaison du système est effectué comme indiqué sur la figure II.4 [69].

$$Received\ Signal = (P_T)(G_T)(\tau_T)(\tau_{ATM}) \left(\frac{\lambda}{4\pi L}\right)^2 \left(\frac{\pi D}{\lambda}\right)^2 (\tau_R) \quad (II.23)$$

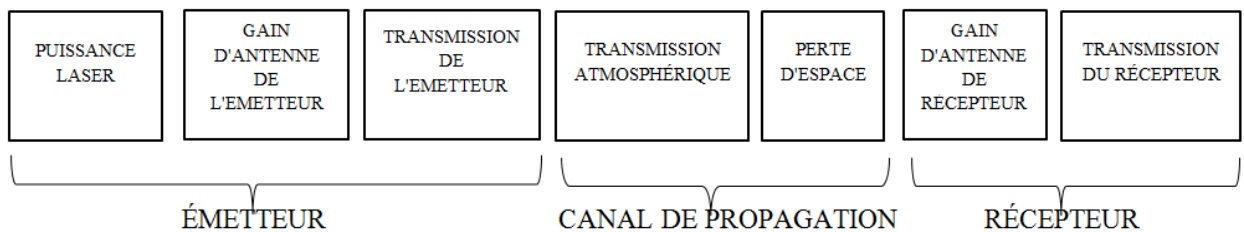


Figure II. 4 : Calculs de liaison de signal optique [69].

Nous allons montrer les calculs de liens pour divers paramètres de communication, Tels que la puissance de l'émetteur, les pertes de propagation, la sensibilité du récepteur. La sensibilité du récepteur détermine la quantité de puissance optique reçue nécessaire pour atteindre le rapport signal/bruit (SNR) requis pour une performance de communication attendue donnée. Le but de cette section est d'élaborer les paramètres nécessaires au calcul des performances d'une liaison de communication optique. Nous examinerons la situation de propagation optique entre des points dans l'espace libre. Considérons une antenne émettrice laser à gain  $G_T$  transmettant une puissance totale  $P_T$  à la longueur d'onde. La puissance du signal reçue au niveau du détecteur de communication peut être exprimée (à partir de l'équation de portée) comme [69]:

$$\text{Received Signal, } P_{REC} = P_T G_T \tau_T \tau_{ATM} S G_R \tau_R \quad (\text{II.24})$$

Où :

$\tau_T$  est l'efficacité optique de l'émetteur

$\tau_{ATM}$  est la valeur de la transmission atmosphérique à la longueur d'onde de l'émetteur laser,

$S$  est la perte d'espace libre

$G_R$  est le gain d'antenne du récepteur,

$\tau_R$  est l'efficacité optique du récepteur.

Le gain de l'émetteur, la perte d'espace libre et le gain de l'antenne du récepteur sont donnés par :

$$G_T = \frac{16}{\theta_T^2} \quad (\text{II.25})$$

Où

$\theta_T$  est l'angle de divergence de transmission complet

$$S = (\lambda/4\pi L)^2 \quad (\text{II.26})$$

Où

$L$  est la plage,

$$G_R = (\pi D/\lambda)^2 \quad (\text{II.27})$$

Où :

$D$  est le diamètre du récepteur.

$\tau_{ATM}$  peut s'écrire en fonction du facteur d'atténuation atmosphérique  $\alpha$  donné par :

$$\alpha = -10 \log(\tau_{ATM})/L \quad (\text{II.28})$$

On peut alors exprimer le signal reçu comme [69]:

$$P_{REC}(\text{Received Signal}) = P_T G_T \tau_T \tau_{ATM} \left(\frac{\lambda}{4\pi L}\right)^2 \left(\frac{\pi D}{\lambda}\right)^2 \tau_R \quad (\text{II.29})$$

L'équation (2) peut être réécrite comme:

$$P_{REC} = P_T \left(\frac{D^2}{\theta_T^2 L^2}\right) \tau_T \tau_{ATM} \tau_R \quad (\text{II.30})$$

Si nous écrivons  $\tau_{ATM}$  en termes de facteur d'atténuation atmosphérique,  $\alpha$  ( $dB / km$ ) à la longueur d'onde,  $\lambda$ , la puissance reçue est alors donnée par:

$$P_{REC} = P_T \left(\frac{D^2}{\theta_T^2 L^2}\right) \tau_T 10^{(-\alpha L/10)} \tau_R \quad (\text{II.31})$$

Normalement, une liaison optique se compose généralement de deux émetteurs-récepteurs, chacun composé d'un (ou plusieurs) laser (s) émetteur (s) et photodétecteur (s) récepteur (s). L'optique de transmission (télescope, lentilles, miroirs) façonne le faisceau laser transmis qui est collecté par l'optique du récepteur afin que le signal reçu soit focalisé sur le photodétecteur. Les paramètres des communications sont choisis de sorte qu'un signal suffisant provenant des lasers d'un émetteur-récepteur atteigne la photo détectrice de l'autre émetteur-récepteur à travers l'atmosphère pour différencier les signaux (signal) et les zéros (pas de signal) avec une erreur négligeable (c.-à-d. Un très petit BER spécifié) [69].

#### II.6.4. Débit de données

Étant donné une puissance d'émetteur laser  $P_b$ , avec une divergence d'émetteur de  $\theta_b$ , la zone de télescope  $A$  du récepteur, transmettant et recevant l'efficacité optique  $\tau_{opt}$ , le débit de données réalisable  $R$  peut être obtenu à partir de

$$R = \frac{P_b \tau_{opt} \tau_{ATM} A}{\pi(\theta_t/2)^2 L^2 E_p N_b} \quad (\text{II.32})$$

Où :

$E_p = hc/\lambda$  est l'énergie photonique,



$N_b$  est la sensibilité du récepteur en # photons / bit [69]

### II.6.5. Marge de lien

Un autre paramètre important dans l'analyse des liaisons de communications optiques est la «marge de liaison», qui est le rapport entre la puissance reçue disponible et la puissance du récepteur requise pour atteindre un BER spécifié à un débit de données donné. Notez que la puissance «requis» au récepteur  $P_{REQ}$  (watts) pour atteindre un débit de données donné,  $R$  (bits / sec), et la sensibilité du récepteur,  $N_b$  (# photons / bit), est liée par:

$$P_{REQ} = N_b R h \nu = N_b R h c / \lambda \quad (II.33)$$

Où :

$\nu$  est la fréquence de la lumière laser de longueur d'onde

$h$  = constante de Planck,

$c$  = vitesse de la lumière.

Le paramètre  $N_b$  est généralement défini comme la sensibilité du récepteur et peut être exprimé en # photons / bit, ou en dBm (en prenant le logarithme à la base 10 et multiplié par 10 avec la base comme 1 mW) Enfin, nous pouvons définir la marge de liaison  $M$  comme :

$$M = \text{Received Power} / \text{Required Power}. \quad (II.34)$$

La combinaison des équations ci-dessus donne l'expression:

$$M = \left( \frac{P_T}{(N_b R h \nu)} \right) \left( \frac{D^2}{\theta_T^2 L^2} \right) \tau_T 10^{(-\alpha L/10)} \tau_R \quad (II.35)$$

### II.6.6. Taux d'erreur sur les bits en présence d'absorption et de diffusion atmosphérique

Un faisceau laser se propageant dans l'atmosphère est atténué par l'absorption et la diffusion dues à la présence d'aérosols, de poussière, de fumée, de brouillard, de nuages, de pluie, de neige et de molécules atmosphériques. Dans cette section, nous abordons uniquement la propagation optique provoquant l'absorption et la diffusion. Nous calculons d'abord la puissance du signal reçu pour un système de lasercom pour une gamme et une extinction données (absorption et diffusion combinées). Le bruit du détecteur provenant de la puissance de fond et le bruit inhérent du détecteur sont ensuite évalués. Pour la transmission d'un binaire 1 et d'un binaire 0, nous pouvons alors calculer la distribution du signal plus le bruit gaussien additif. Enfin, la probabilité d'erreur associée à la détection binaire (taux d'erreur sur les bits) peut être déterminée par la procédure décrite ci-dessous [69].

La photo courant induit par le signal optique reçu est donné par:

$$i = \frac{G P_{REC} \lambda q}{h c} \quad (II.36)$$

Où :

$P_{REC}$  est la puissance laser reçue donnée par l'équation II.31,

$$q = 1,601 \times 10^{-19}$$

$C$  est la charge électronique,

$G$  est le gain du photo-détecteur d'avalanche (APD). Pour une photo diode PIN, nous prenons  $G=1$ .

La puissance de fond et la puissance du bruit du détecteur peuvent être écrites comme [69, 70]:

$$P_{bkg} = H_{bkg} BWif A_{rec} \phi_{det} \eta_{recv} \quad (II.37)$$

Où :

$H_{bkg}$  est le rayonnement de fond,

$BWif$  est la bande passante optique du filtre récepteur,

$A_{rec}$  est la zone de réception,

$\phi_{det}$  est le champ de vision à angle solide (FOV) du détecteur,

$\eta_{recv}$  est l'efficacité optique du récepteur.

La puissance de bruit du détecteur peut être exprimée comme suit:

$$P_{det} = \sqrt{BWif} NEP_{det} \quad (II.38)$$

Où les valeurs de la bande passante et de la puissance équivalente au bruit (NEP) du détecteur sont généralement fournies par le fabricant. Les fluctuations quadratiques moyennes du courant  $i_{sig}$  du signal peuvent être exprimées comme [69, 71, 72] :

$$\left( i_{sig_{noise}}^2 \right) = 2qMF i_{sig} BW_{det} \quad (II.39)$$

Où :

$F$  est le facteur de bruit excessif pour l'APD ( $F = 1$  pour une photodiode PIN).

Nous pouvons également écrire les expressions des fluctuations quadratiques moyennes des courants dus au bruit de fond et au détecteur. En supposant que les fluctuations quadratiques

moyennes du courant du photo-détecteur dues au signal, à l'arrière-plan et au détecteur sont toutes indépendantes et non corrélées, nous pouvons calculer le bruit efficace total pour un 1 ou 0 binaire de la manière suivante:

Pour la transmission du binaire 1 :

$$\sigma_1 = \sqrt{(i_{sig\ noise}^2)(i_{bkg\ noise}^2)(i_{det\ noise}^2)} \quad (II.40)$$

Pour la transmission du binaire 0 :

$$\sigma_0 = \sqrt{(i_{sig\ noise}^2(\eta))(i_{bkg\ noise}^2)(i_{det\ noise}^2)} \quad (II.41)$$

Où :

$i_{sig\ noise}(\eta)$  reflète le taux d'extinction du signal laser et prend ainsi en compte la modulation incomplète du laser d'un état ON à un état OFF avec une valeur typique [70] de profondeur de modulation de  $\sim 90\%$ .

La probabilité de détecter un 1 ou un 0 en erreur peut être exprimée comme suit:

$$error1 = \int_{-\infty}^{0.5I} \frac{\exp[-(i-I)^2/2\sigma_1^2]}{\sqrt{2\pi\sigma_1^2}} di \quad (II.42)$$

$$error0 = \int_{0.5I}^{-\infty} \frac{\exp[-(i)^2/2\sigma_0^2]}{\sqrt{2\pi\sigma_0^2}} di \quad (II.43)$$

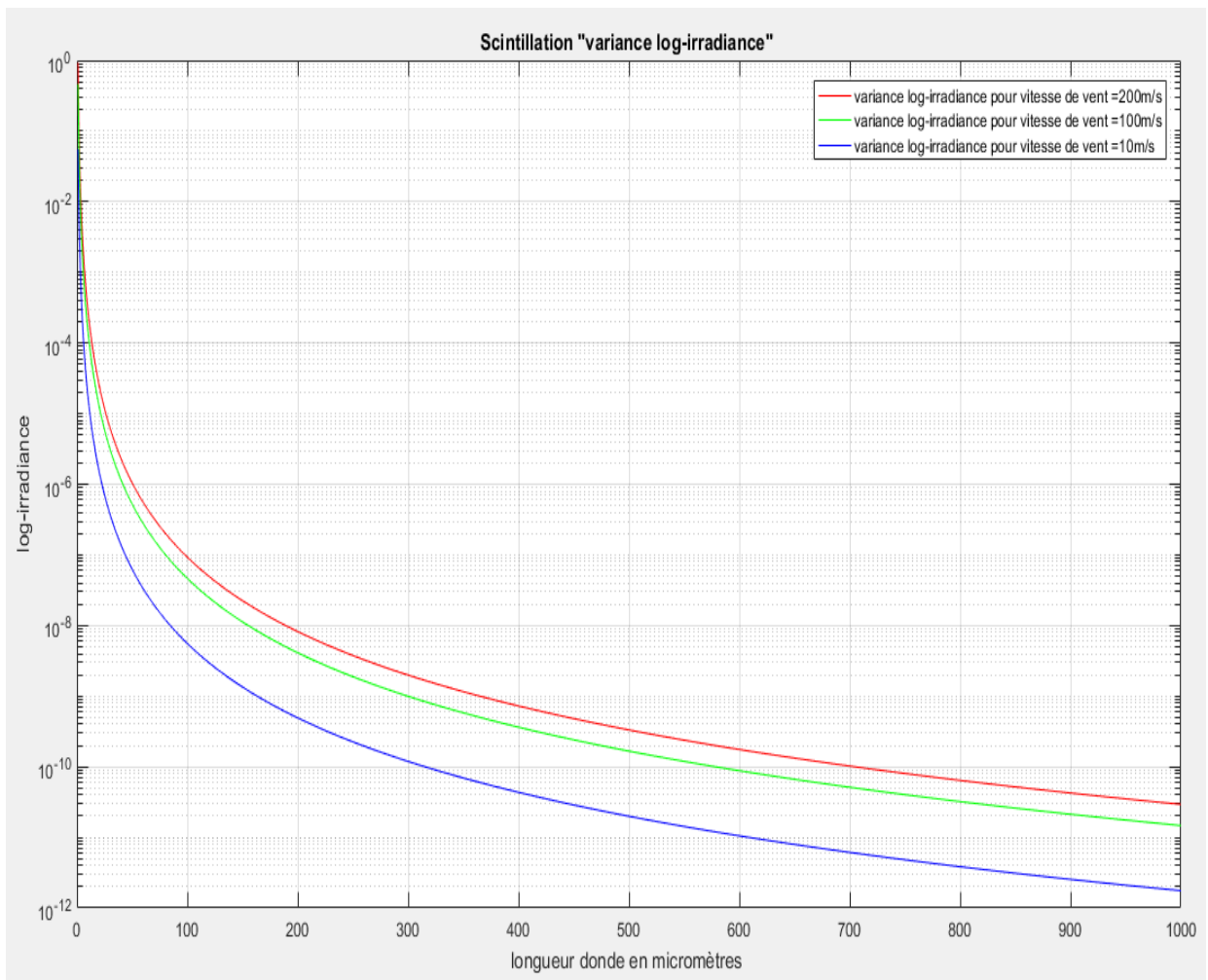
Le BER global est la moyenne de ces deux probabilités:

$$BER = \frac{(error1+error0)}{2} \quad (II.44)$$

## II.7. Résultats et discussion

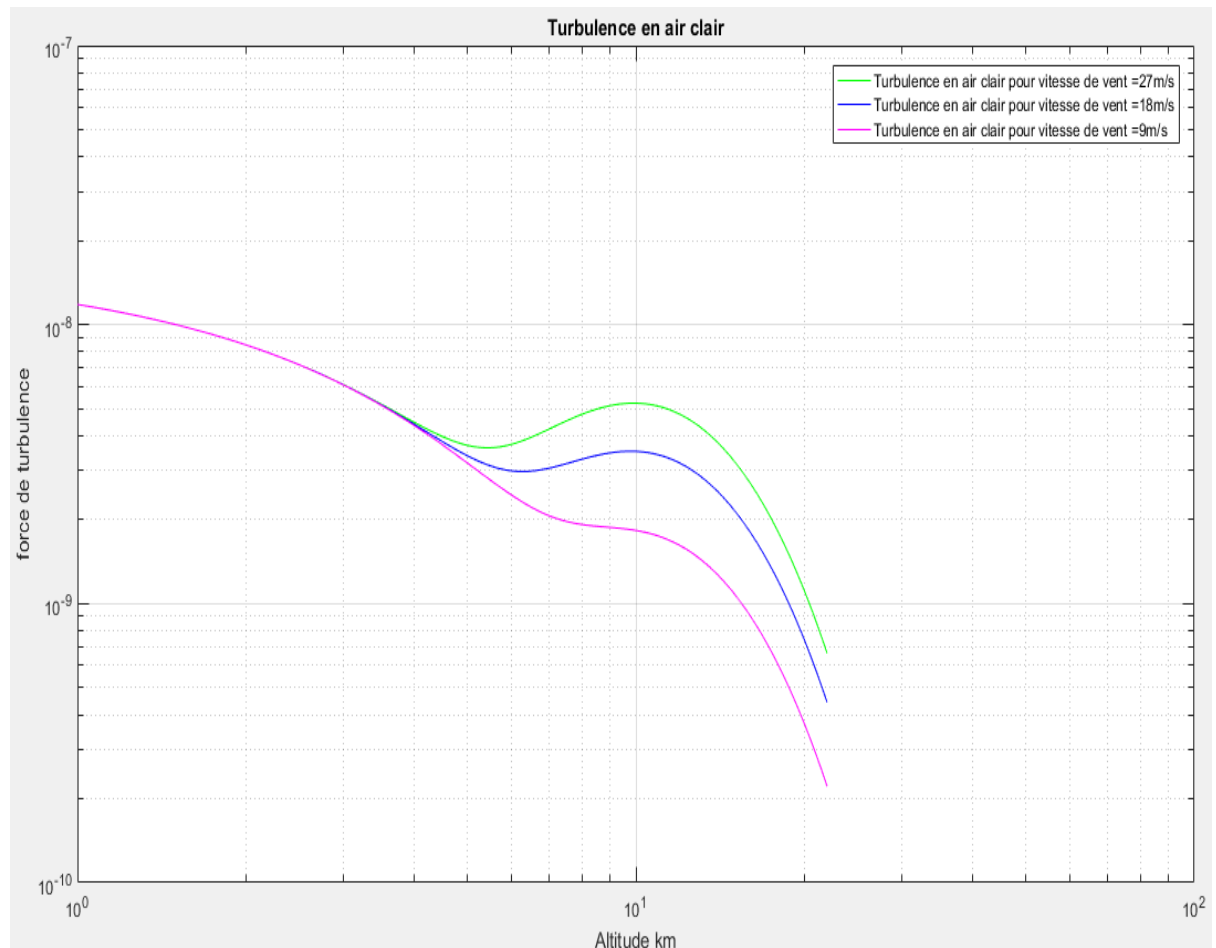
D'après les résultats de la figure II.5, nous remarquons que la longueur d'onde affecte considérablement la scintillation, l'augmentation de la longueur d'onde entraîne une diminution de la scintillation et vice-versa.

Nous notons également que la vitesse du vent affecte la scintillation, si cette vitesse augmente, la scintillation diminue et si la vitesse du vent diminue, la valeur de la scintillation augmente. Cela est dû à l'effet de la vitesse du vent sur la force de la turbulence de l'air.



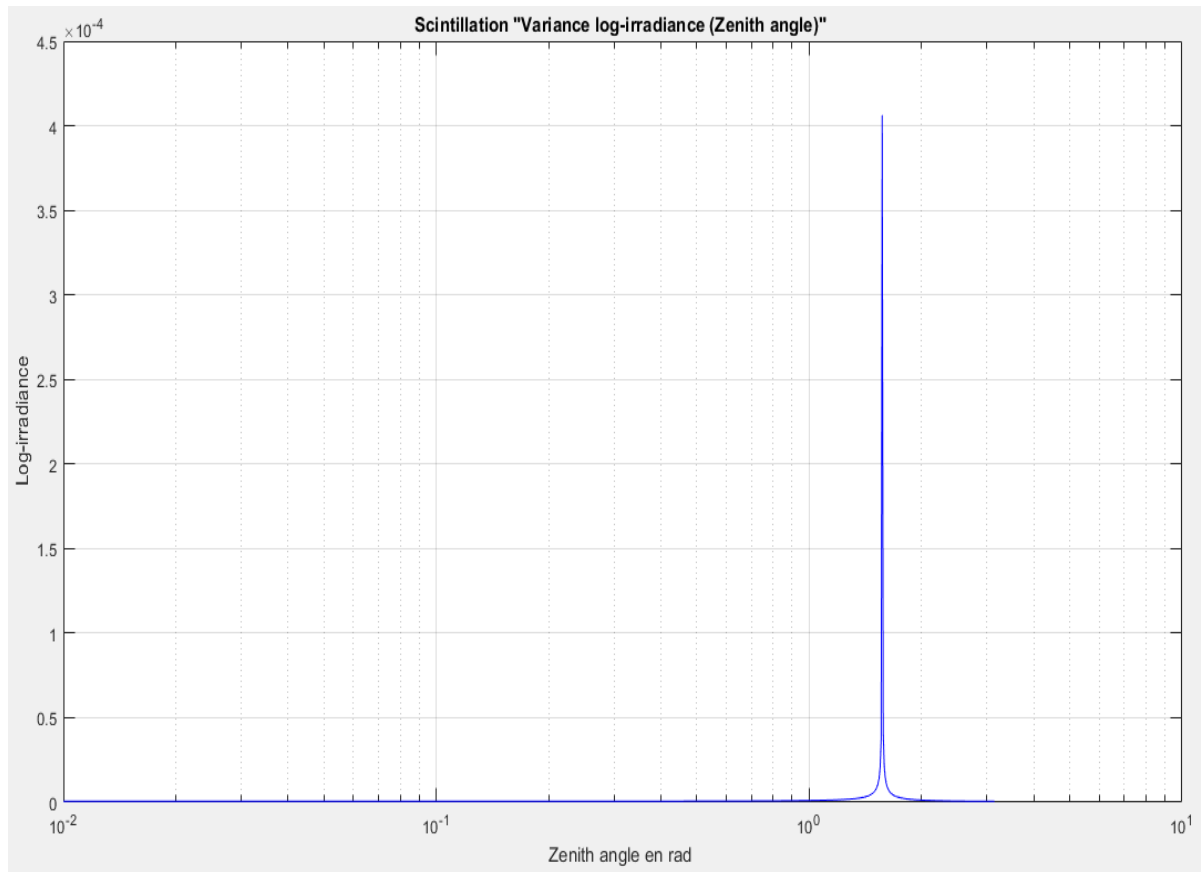
**Figure II. 5: Variance log-irradiance en fonction de la longueur d'onde. « Yura and McKinley model »**

D'après le graphique de la figure II.6, nous remarquons que la montée depuis la surface de la terre conduit à une faiblesse de la turbulence de l'air même si elle est affectée par des vitesses de vents différentes jusqu'à une hauteur de 400 m à 1500 m, on constate un impact significatif de la vitesse du vent sur la force de la turbulence, ce qui conduit à une diminution de la qualité des communications optiques. Plus la vitesse du vent est élevée plus la turbulence augmentera. La force de la turbulence diminuera progressivement au delà d'une altitude de 1500 m. Par rapport au résultat obtenu par S. Arnon [64], la force de la turbulence diminue considérablement de  $C_n^2=10^{-13}$  à  $C_n^2=10^{-17}$  jusqu'à la hauteur de 5000 Km, la vitesse du vent affecte également la plus forte des turbulences.

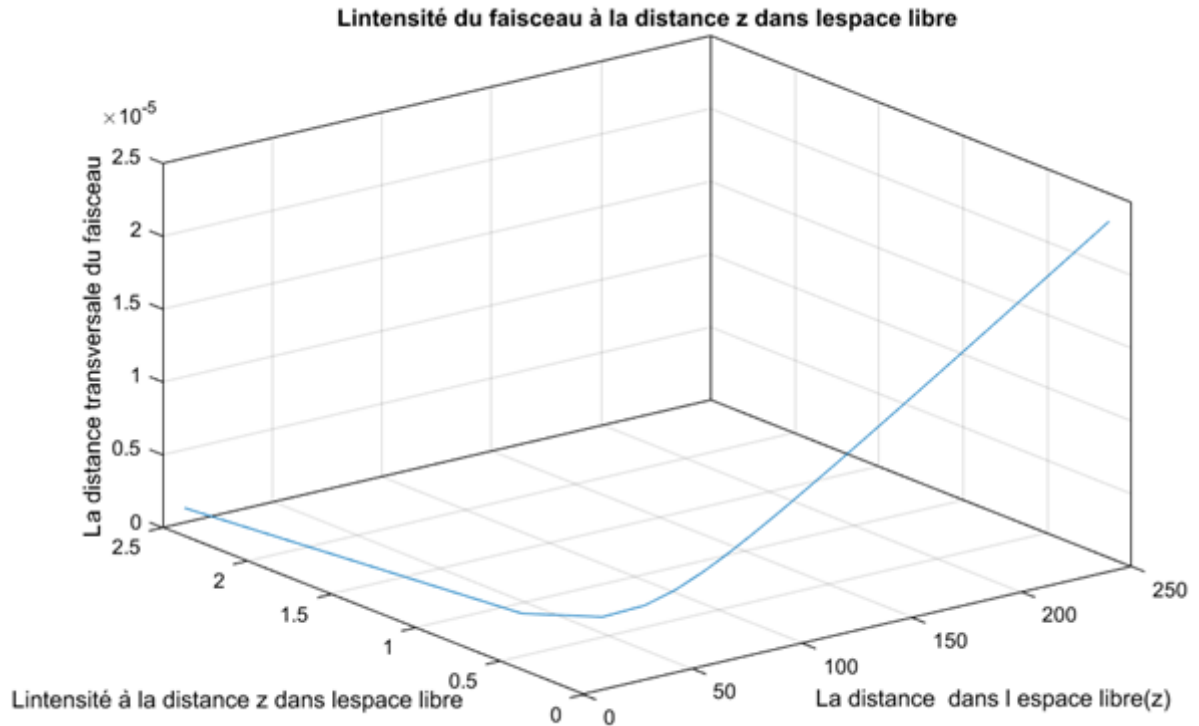


**Figure II. 6: Force de turbulence en air clair en fonction de l'altitude (km) et de la vitesse du vent.**

À partir de la figure II. 7, on note que la scintillation (log-irradiance) est complètement lié à l'angle Zénith, donc tout changement, même très faible, entraîne une perte complète du rayonnement optique et par conséquent une perte de la communication optique complètement, ce qui explique l'importance du système de pointage fin. Ce résultat se traduit par l'un des avantages les plus importants de la communication optique mentionné dans les études précédentes [73, 74].

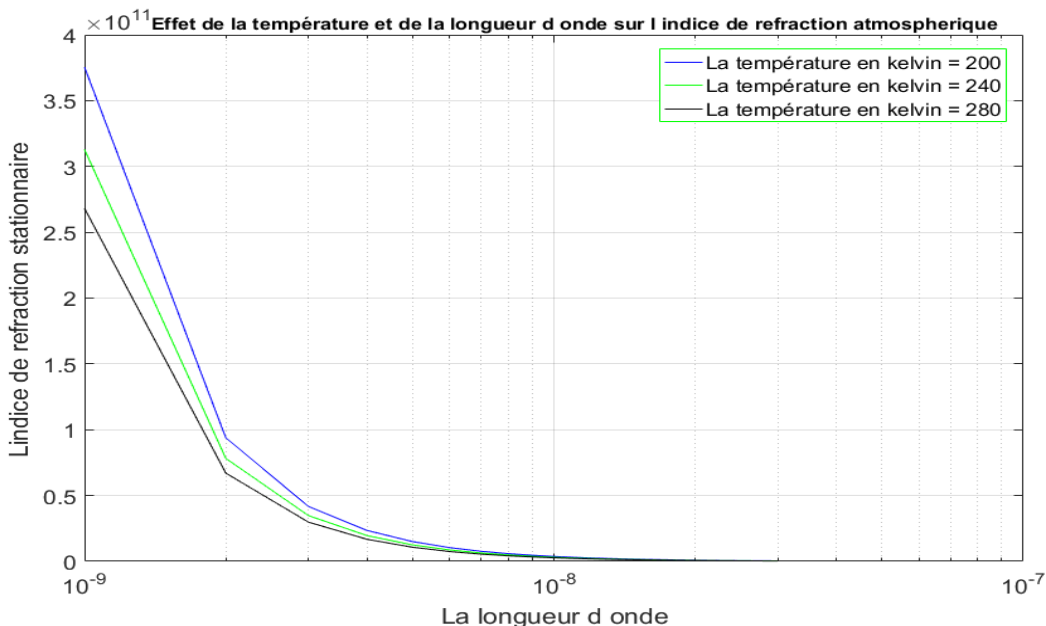


**Figure II. 7: Scintillation (log-irradiance) en fonction de l'angle Zenith.**



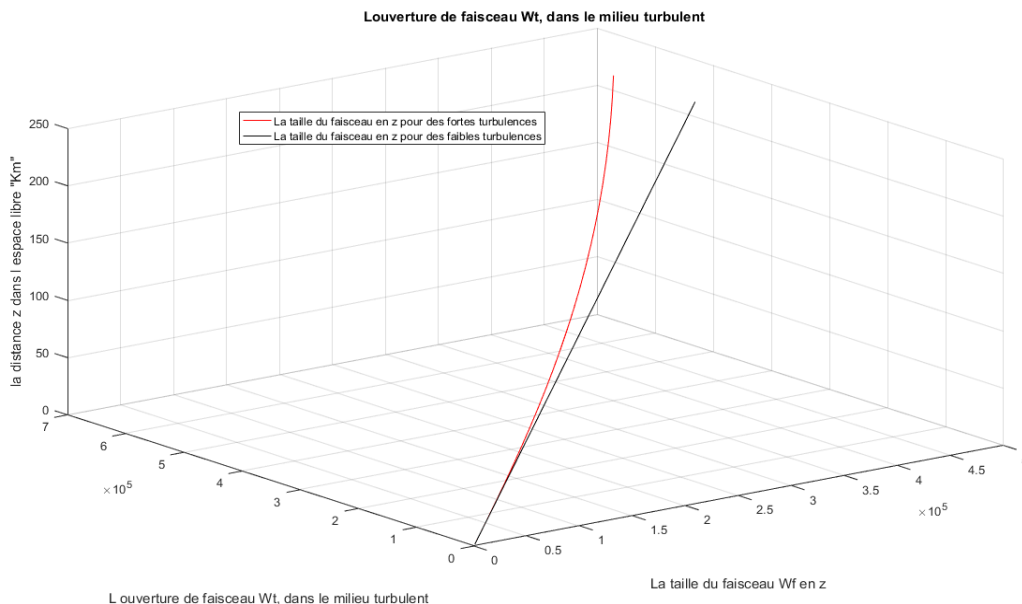
**Figure II. 8: L'intensité du faisceau à la distance z dans l'espace libre**

Cette figure montre que l'intensité du faisceau lumineux est à son maximum de 2.5 sur de courtes distances entre 1 et 50 km avec une légère augmentation de la dimension transversale de 0.1. Avec l'augmentation de la distance parcourue, l'intensité du faisceau lumineux diminue à 0.5, et cette diminution s'accompagne d'une augmentation significative de la dimension transversale de 2.5, ce qui affecte négativement la qualité de la communication utilisant les faisceaux lumineux. Avec cette représentation arithmétique et graphique, on obtient les mêmes résultats que Gunjan Purohit et Prerana Sharma dans l'article [75].



**Figure II. 9: Effet de la température et longueur d'onde sur l'indice de réfraction atmosphérique.**

À partir de ce graphe, nous remarquons un effet significatif de la longueur d'onde sur l'indice de réfraction. Au fur et à mesure que la longueur d'onde augmente, l'indice de réfraction diminue considérablement. Une augmentation de la température conduit à une diminution de l'indice de réfraction. Ces résultats nous aident à comprendre la transmission du signal lumineux dans l'atmosphère et nous aident aussi à trouver des solutions aux problèmes causés par l'indice de réfraction dans la transmission du signal lumineux de la station terrienne au satellite.



**Figure II. 10: l'ouverture de faisceau Wt, dans le milieu turbulent.**



D'après la figure, nous voyons que la force de la turbulence atmosphérique a un effet sur l'ouverture de faisceau  $W_f$  et  $W_t$ . L'effet de la turbulence atmosphérique sur l'ouverture du faisceau lumineux commence à partir de la distance de 50 km, où l'ouverture du faisceau lumineux  $W_t$  augmente considérablement en cas de forte turbulence atmosphérique, ce qui conduit à un affaiblissement du signal lumineux et donc à une perte de communication.

## **II.8. Conclusion**

Dans ce chapitre, divers aspects du problème de propagation de la lumière dans l'atmosphère ont été discutés. La perte d'énergie du faisceau optique due à l'absorption et à la diffusion, la dégradation de la qualité du faisceau due à la scintillation et la cohérence spatiale réduite due à la turbulence réfractive, et l'indisponibilité de la liaison due aux nuages opaques sont des facteurs qui ne peuvent être négligés lors de la conception d'un système de communication optique.

Ce chapitre traite aussi avec une analyse théorique détaillée les paramètres de base pour la conception d'un système de communication laser qui doit fonctionner dans diverses conditions atmosphériques, telles que le brouillard et la turbulence.

## **CHAPITRE III**

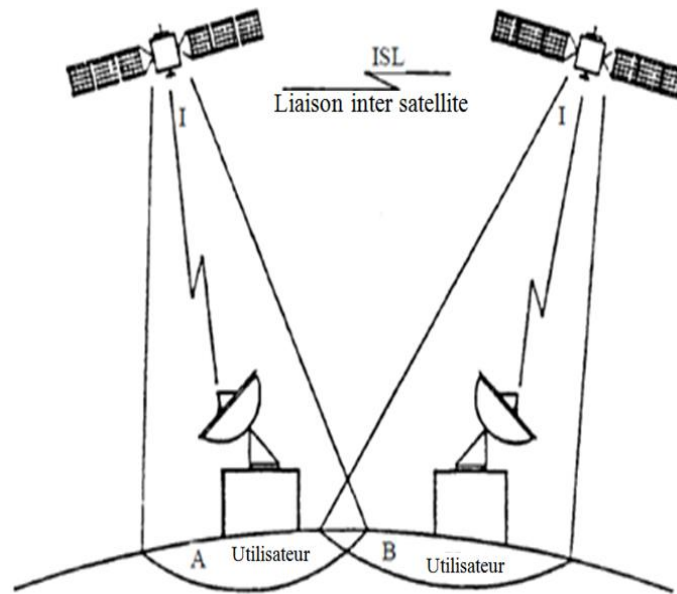
### **MODÉLISATION DES VIBRATIONS ET TURBULENCES DANS UNE CONSTELLATION DE SATELLITES OPTIQUES**

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

La communication d'un endroit à un autre sur terre est un objectif attrayant. Une méthode pour atteindre cet objectif consiste à utiliser des satellites en réseau qui couvrent le globe (Figure III.1). Dans cette méthode, les informations sont transférées du sol au satellite le plus proche et se propagent ensuite entre les satellites jusqu'au satellite situé au-dessus de la destination. Ce dernier transmet les informations à la destination [6, 76].

Un certain nombre de consortiums ont développé des réseaux de communication par satellite (tels que Teledesic, Celestri, Iridium et Globstar). L'objectif de ces projets de communication est de servir les utilisateurs de communication personnels presque partout sur terre. Les liaisons inter-satellites (ISL) de ces projets utilisent le rayonnement micro-ondes comme support. Les réseaux de communication optique en espace libre, ISL optique, sont un développement naturel de la communication spatiale à prévoir au cours de la prochaine décennie [77]. L'utilisation de liaisons optiques inter-satellites présente certains avantages par rapport aux liaisons inter-satellites hyper fréquences: taille et poids plus petits du terminal, puissance d'émission plus petite, plus grande immunité aux interférences, débit de données plus élevé et divergence de faisceau d'émetteur plus petite. Le principal inconvénient des liaisons optiques inter-satellites est le système de pointage complexe requis. La complexité du système de pointage découle de la nécessité de pointer d'un satellite à un autre sur une distance de dizaines de milliers de kilomètres avec un angle de divergence de faisceaux de micro radians lorsque les satellites se déplacent et vibrent [5, 78].

Dans ce chapitre, nous allons y traiter l'effet des vibrations sur un satellite et dans une constellation de satellites. Des solutions sont proposées pour réduire l'impact de ces vibrations sur la qualité de la communication « SNR ».



**Figure III. 1: Liaison inter-satellites (ISL)[21].**

### III.2. Systèmes de communication optique par satellite

Dans cette section, nous examinons les schémas de base des segments de communication optique par satellite: l'émetteur, le récepteur et le système de suivi.

#### III.2.1. Le système émetteur

Le modèle d'émetteur (Figure III.2) pour la modulation (OOK) comprend un émetteur laser, un télescope et une atténuation aléatoire (effets de vibration). Les messages arrivent à l'entrée de l'émetteur. L'émetteur convertit les signaux électriques en signaux optiques en utilisant le laser. Le télescope émetteur collimaté le rayonnement laser dans la direction du satellite récepteur [78].

#### III.2.2. Le système récepteur

Le modèle de récepteur (Figure III.3) pour OOK comprend un télescope, un filtre passe-bande optique, des pertes d'insertion d'entrée, un amplificateur optique, des pertes d'insertion de sortie, un filtre passe-bande optique, une photodiode PIN, un filtre électrique et un circuit de décision. Le télescope récepteur concentre le rayonnement reçu sur le filtre optique. Le filtre optique empêche la plupart du rayonnement de fond de pénétrer dans les modules suivants du système. Le rayonnement se propage à travers le filtre optique vers l'amplificateur optique. L'amplificateur optique présente des pertes en entrée et en sortie en raison de la réflexion et de l'inadéquation optique. Le rayonnement de la sortie de l'amplificateur optique est une version amplifiée du rayonnement d'entrée mais avec un bruit d'amplificateur optique. Le filtre optique à la sortie de l'amplificateur empêche une partie du bruit de l'amplificateur de passer. Le

rayonnement est converti en signal électrique par une photodiode. Le signal électrique est filtré par le filtre électrique. En fonction de l'amplitude du signal électrique et de l'heure d'arrivée, le circuit de décision décide du type d'information reçue [78].

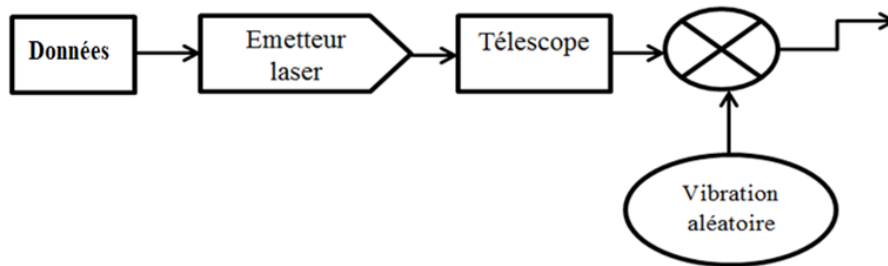


Figure III. 2: schéma de l'émetteur[78].

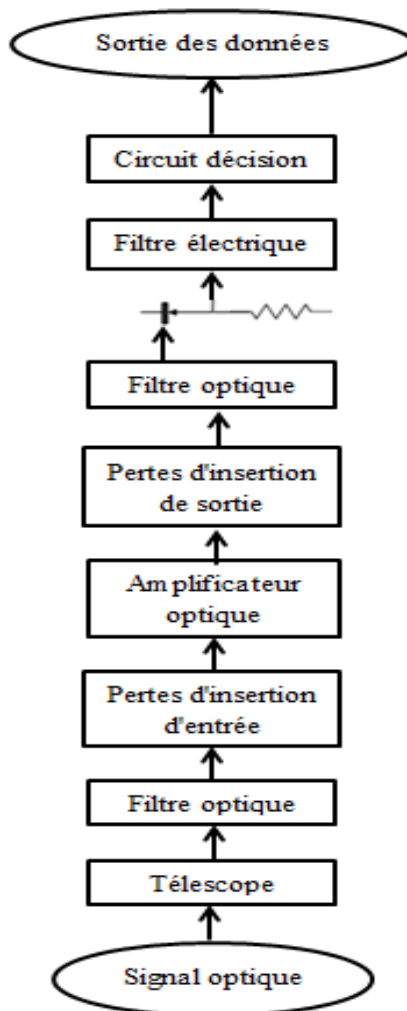


Figure III. 3: Schéma du récepteur [78].

### III.2.3. Le système de suivi

Pour établir une communication optique entre deux satellites, la ligne de mire de leur optique doit être alignée pendant toute la durée de la communication. Pour répondre à cette exigence, les satellites utilisent les données des éphémérides (la position du satellite selon l'équation de l'orbite) pour le pointage grossier et le système de suivi pour le pointage fin vers l'autre satellite. La méthode de base et populaire de suivi entre les satellites comprend l'utilisation d'un signal de balise sur un satellite et d'un détecteur quadratique et d'un système de suivi sur l'autre satellite [71]. L'élévation fine et l'angle d'azimut du système de pointage évaluent la direction de pointage à partir du signal de sortie du détecteur quadratique. La figure III.4 montre les principaux composants du système de suivi. Le rayonnement de la balise d'un satellite est reçu par le télescope de l'autre. Le télescope concentre les radiations reçues sur le détecteur quadratique. L'unité de pointage et de contrôle calcule la direction de pointage du télescope en fonction du signal du détecteur quadratique [5].

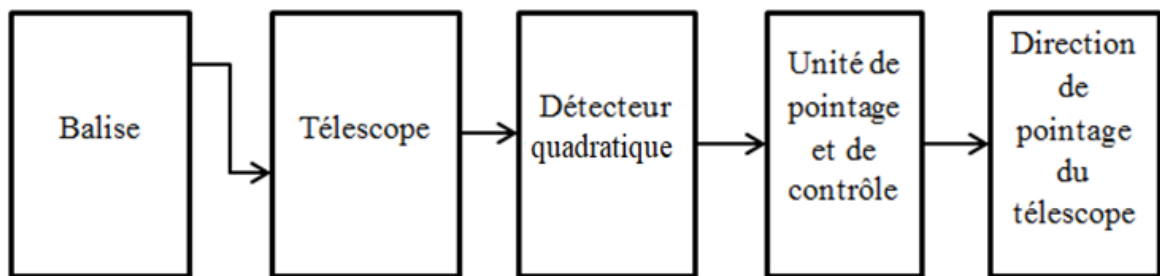


Figure III.4: Schéma du système de suivi [78]

### III.3. Modèle statistiques des vibrations

La méthode de base et populaire de suivi entre satellites comprend l'utilisation d'un signal de balise "beacon" et d'un système de suivi avec un détecteur quadratique sur chaque satellite. Le système de suivi fonctionne en mode de détection directe. Dans cette section, nous présentons les modèles statistiques des systèmes de pointage du récepteur et de l'émetteur. En raison du bruit dans le système de suivi et des vibrations mécaniques, le faisceau de satellite émetteur vers le satellite récepteur vibre [79]. Les modèles d'erreur d'angle de pointage de direction orthogonale des vibrations sont basés sur une distribution normale [80]. Pour le premier satellite du réseau, l'angle d'erreur de pointage d'élévation est normalement distribué avec une densité de probabilité donnée par l'équation suivante:

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

et nous pouvons moduler l'angle d'élévation de l'erreur de pointage dans n'importe quel satellite du réseau par [6]:

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

Où :

$\sigma_{vi}$  et  $\theta_{vi}$  sont respectivement l'écart type de pointage d'élévation et l'angle de pointage d'élévation du satellite  $i$  dans le réseau.

L'angle d'erreur de pointage en azimut est normalement distribué avec la densité de probabilité dans le premier satellite du réseau est donner par l'équation suivante :

$$f(\theta_H) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_H^2}} \exp\left(-\frac{\theta_H^2}{2\sigma_H^2}\right) \quad (\text{III.3})$$

Et pour n'importe quel satellite du réseau, nous pouvons écrire [6]:

$$f(\theta_{Hi}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_{Hi}^2}} \exp\left(-\frac{\theta_{Hi}^2}{2\sigma_{Hi}^2}\right) \quad (\text{III.4})$$

Où :

$\sigma_{Hi}$  et  $\theta_{Hi}$  sont respectivement l'écart type de pointage azimutal et l'angle de pointage azimutal du satellite  $i$  dans le réseau.

L'angle radial d'erreur de pointage est la somme quadratique de l'azimut et des angles d'élévation :

$$\theta = \sqrt{\theta_H^2 + \theta_v^2} \quad (\text{III.5})$$

La même chose pour un ordre quelconque dans le réseau est [6]:

$$\theta_i = \sqrt{\theta_{Hi}^2 + \theta_{vi}^2} \quad (\text{III.6})$$

Par symétrie, nous pouvons supposer que :

$$\sigma_{Hi} = \sigma_{vi} = \sigma_i \quad (\text{III.7})$$

Nous supposons que l'azimut et les processus d'élévation sont indépendants et distribués de manière identique, donc l'angle d'erreur de pointage radial est distribué par Rayleigh avec la densité de probabilité [80]:

$$f(\theta_i) = \frac{\theta_i}{\sigma_i^2} \exp\left(-\frac{\theta_i^2}{2\sigma_i^2}\right) \quad (\text{III.8})$$

Le modèle gaussien est souvent utilisé lors de l'analyse du système à impact mécanique. La plupart des impacts mécaniques sont transmis aux sous-systèmes internes du satellite. La densité de probabilité normale est donnée par [80]:

$$f(\theta) = (2\pi\sigma_\theta^2)^{0.5} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2}\right). \quad (\text{III.9})$$

Dans le système de pointage, l'amplitude des vibrations qui représentent les écarts du signal de pointage sont données par:

$$\sigma_\theta^2 = \frac{1}{SF^2 \cdot SNR} \quad (\text{III.10})$$

Où:

$SF$ : le facteur d'inclinaison du système de suivi.

$SNR$ : le rapport signal / bruit du système de poursuite.

### III.4. Le modèle de réseau inter-satellite optique

Le modèle de réseau inter-satellite optique considéré comprend les satellites transmetteurs, les satellites répéteurs et les satellites récepteurs tous reliés entre eux [5].

#### III.4.1. Modèle de signal

Dans cette section, nous dérivons un modèle qui relie le signal optique émis par le premier satellite du réseau au signal reçu par le dernier satellite. Le signal optique reçu sur le deuxième satellite du réseau est :

$$P_R = K \cdot L \quad (\text{III.11})$$

Où :

$$K = \eta_T \cdot \eta_R \left(\frac{\lambda}{4\pi Z}\right)^2 \cdot G_R \cdot G_T \cdot P_T \quad (\text{III.12})$$

Et le signal optique reçu sur le satellite  $(n + 1)$  du réseau est [4];

$$P_R(n + 1) = \prod_{i=1}^n K_i L_i \quad (\text{III.13})$$

Où :

$$K_i = G_i \eta_{Ti} \eta_{Ri+1} \left(\frac{\lambda}{4\pi Z_i}\right)^2 G_{Ti} G_{Ri+1} \quad i = 2, 3, \dots, n, \quad (\text{III.14})$$

Où :

$\lambda$  est la longueur d'onde,  $P_T$  est la puissance optique de l'émetteur,  $Z_i$  est la distance entre le satellite  $i-1$  et le D de satellites dans le réseau moins un,  $\eta_{Ti}$  est l'efficacité optique de l'émetteur

du satellite  $i$  dans le réseau, et  $\eta_{Ri}$  est l'efficacité optique du récepteur du satellite  $i$  dans le réseau.

Le facteur de perte de pointage est donnée par [80]:

$$L_i = \exp(-G_{Ti}\theta_i^2) \quad (\text{III.15})$$

Où :

$\theta_i$  est l'angle d'erreur radial de pointage.

Le gain de l'émetteur du satellite  $i$  dans le réseau est [80]:

$$G_{Ti} = \left(\frac{\pi D_{Ti}}{\lambda}\right)^2 \quad (\text{III.16})$$

Où :

$D_{Ti}$  est le diamètre d'ouverture de l'émetteur dans le satellite  $i$  du réseau.

Le gain du récepteur du satellite  $i$  dans le réseau est [80]:

$$G_{Ri} = \left(\frac{\pi D_{Ri}}{\lambda}\right)^2 \quad (\text{III.17})$$

Où :

$D_{Ri}$  est le diamètre d'ouverture du récepteur dans le satellite  $i$  du réseau.

A partir des équations (III.13) et (III.15), nous trouvons [5]:

$$P_R(n+1) = \exp(-\sum_{i=1}^n G_{Ti}\theta_i^2) \prod_{i=1}^n K_i \quad (\text{III.18})$$

Si tous les satellites sont identiques :

$$G_{Ti} = G_{Tj} = G_{Ti} \forall i, j \quad (\text{III.19})$$

Puis l'équation. (III.18) simplifie :

$$P_R(n+1) = \exp(-G_T \sum_{i=1}^n \theta_i^2) \prod_{i=1}^n K_i \quad (\text{III.20})$$

Nous définissons une nouvelle variable :

$$X = \sum_{i=1}^n \theta_i^2 \quad (\text{III.21})$$

Des équations (III.20) et (III.21) :

$$P_R(n+1) = \exp(-G_T X) \prod_{i=1}^n K_i \quad (\text{III.22})$$

Chaque  $\theta_i$  comprend deux processus normaux (azimut et élévation), donc X inclut 2n processus normaux. La distribution du processus composée du carré de la somme des processus normaux avec une variance égale, est le chi-carré. Si tous les satellites sont identiques, l'écart type de l'angle d'erreur de pointage radial de tous les satellites est égal à [5]:



$$\sigma_i = \sigma_j = \sigma_1 = \sigma_X \quad \forall i, j. \quad (\text{III.23})$$

Par conséquent,  $X$  est un chi-carré distribué avec une densité de probabilité:

$$f(X) = aX^{-1+n} \exp\left(-\frac{X}{2\sigma_1^2}\right) U(X) \quad (\text{III.24})$$

Où :

$$a = \frac{1}{(\sigma_1\sqrt{2})^{2n}\Gamma(n)} \quad (\text{III.25})$$

La fonction gamma est [5] :

$$\Gamma(x) = \int_0^\infty t^{x-1} \exp(-t) dt \quad 1 \leq x \leq 2 \quad (\text{III.26})$$

La formule de récurrence de la fonction gamma est :

$$\Gamma(x + 1) = x\Gamma(x) \quad (\text{III.27})$$

La puissance optique moyenne reçue dans le satellite  $n+1$  est :

$$S = \int_0^\infty f(x)P_R(n+1)dx \quad (\text{III.28})$$

À partir des équations. (III.22), (III.24) et (III.28) :

$$S = a \prod_{i=1}^n K_i \int_0^\infty x^{-1+n} \exp\left(-G_T x \frac{x}{2\sigma_1^2}\right) dx \quad (\text{III.29})$$

Calcul de l'intégral dans l'équation (III.29) :

$$S = \frac{\prod_{i=1}^n K_i}{(G_T 2\sigma_1^2 + 1)^n} \quad (\text{III.30})$$

### III.4.2. Modèle de bruit

Lorsqu'un signal optique est reçu, le bruit du récepteur provenant de sources internes et externes y ajoute. Le bruit au satellite  $i+1$  est distribué normalement avec une densité de probabilité [5]:

$$f(N_{i+1}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{N_{i+1}}} \exp\left(-\frac{N_{i+1}^2}{2\sigma_{N_{i+1}}^2}\right) \quad i = 1, \dots, n \quad (\text{III.31})$$

Où :

$\sigma_{N_{i+1}}$  Est l'écart type du bruit dans le satellite  $i+1$  et  $N_{i+1}$  est la variable aléatoire de bruit du satellite  $i+1$ .

Le bruit augmente avec les passages entre satellites. La variable aléatoire de bruit total au satellite  $n+1$  est [5] :

$$N_T = U_n N_{n+1} + U_n U_{n-1} N_n + \dots + N_2 \prod_{i=1}^n U_i \quad (\text{III.32})$$

Où :

$$U_i = \begin{cases} K_{i+1}L_{i+1} & i = 1, 2, \dots, n-1 \\ 1 & i = n. \end{cases} \quad (\text{III.33})$$

D'après les équations (III.15), (III.32) et (III.33) :

$$N_T = N_{n+1} + N_n K_n \exp(-G_T \theta_n^2) + \dots + N_2 \exp(-G_T \sum_{i=1}^{n-1} \theta_i^2) \prod_{i=1}^{n-1} K_{i+1}. \quad (\text{III.34})$$

La distribution de  $N_i$  est normale avec une moyenne nulle et un écart type  $\sigma_{N_i}$ , donc la distribution de  $N_T$  est également normale avec la variance [5] :

$$\sigma_{N_T}^2 = \sigma_{N_{n+1}}^2 + \sigma_{N_n}^2 K_n^2 \exp(-2G_T \theta_n^2) + \dots + \sigma_{N_2}^2 \exp(-2G_T \sum_{i=1}^{n-1} \theta_i^2) \prod_{i=1}^{n-1} K_{i+1}^2 \quad (\text{III.35})$$

La variance moyenne est :  $A\sigma_{N_2}^2 = \sigma_{N_{n+1}}^2 + \sigma_{N_n}^2 K_n^2 \int_0^\infty \exp(-2G_T \theta_n^2) f(\theta_n) d\theta_n + \dots + \sigma_{N_2}^2 \prod_{i=1}^{n-1} K_{i+1}^2 \int_0^\infty \dots \int_0^\infty \exp(-2G_T \sum_{i=1}^{n-1} \theta_{i+1}^2) f(\theta_2) \dots f(\theta_n) d\theta_2 \dots d\theta_n$  (III.36)

En répétant la même procédure dans les équations (III.23) à (III.28) pour l'équation (III.36), on aura :

$$A\sigma_{N_T}^2 = \sigma_{N_{n+1}}^2 + \frac{\sigma_{N_n}^2 K_n^2}{4G_T \sigma_1^2 + 1} + \dots + \frac{\sigma_{N_2}^2 \prod_{i=1}^{n-1} K_{i+1}^2}{(4G_T \sigma_1^2 + 1)^{n-1}} \quad (\text{III.37})$$

Si

$$K_i = K_j = K_2 \neq 1 \quad \forall i, j = 2, \dots, n. \quad (\text{III.38})$$

et

$$\sigma_{n_i} = \sigma_{n_j} = \sigma_{n_2} \forall i, j = 2, \dots, n+1 \quad (\text{III.39})$$

Puis l'équation (III.37) devient [5]:

$$A\sigma_{N_T}^2 = \sigma_{n_2}^2 \frac{[K_2^2/4G_T \sigma_1^2 + 1]^n - 1}{[K_2^2/4G_T \sigma_1^2 + 1] - 1} \quad (\text{III.40})$$

La limite de  $A\sigma_{N_T}^2$  est :

$$A\sigma_{N_T}^2 (n \rightarrow \infty) = \sigma_{N_2}^2 \frac{1}{1 - [K_2^2/(4G_T \sigma_1^2 + 1)]} \quad (\text{III.41})$$

La condition de convergence de la série géométrique infinie précédente est :

$$\left( \frac{K_2^2 - 1}{4G_T} \right)^{1/2} < \sigma_i \quad (\text{III.42})$$

### III.4.3. Modèles de performance

Le modèle SNR est [5] :

$$SNR = \int_0^\infty \dots \int_0^\infty \frac{[RP_R(\theta_1 \dots \theta_n)]^2}{\sigma_{N_T}^2(\theta_1 \dots \theta_n)} f(\theta_1) \dots f(\theta_n) d\theta_1 \dots d\theta_n. \quad (\text{III.43})$$

Où  $R$  est la réponse du détecteur au satellite récepteur.

Pour simplifier l'équation (III.43) nous supposons que le bruit dominant est dans le dernier satellite du réseau (le satellite récepteur). Puis l'équation (III.43) devient

$$SNR \approx \frac{R^2 P_T^2}{\sigma_{N_2}^2 G_2^2} \int_0^\infty \dots \int_0^\infty [K_2^{2n} \exp(-2G_T \sum_{i=1}^n \theta_i^2)] f(\theta_1) \dots f(\theta_n) d\theta_1 \dots d\theta_n \quad (III.44)$$

En répétant la même procédure dans les équations (III.23) à (III.29) pour l'équation (III.44) :

$$SNR \approx \frac{R^2 P_T^2}{\sigma_{N_2}^2 G_2^2} \frac{K_2^{2N}}{(1+4G_T \sigma_1^2)^N} \quad (III.45)$$

Nous pouvons également analyser le rapport bruit sur signal NSR pour obtenir une équation de forme fermée [5]:

$$NSR = \int_0^\infty \dots \int_0^\infty \frac{\sigma_{N_2}^2(\theta_1 \dots \theta_n)}{[RP_R(\theta_1 \dots \theta_n)]^2} f(\theta_1) \dots f(\theta_n) d\theta_1 \dots d\theta_n \quad (III.46)$$

$$NSR = \frac{\sigma_{N_2}^2 G_2^2}{R^2 P_T^2} \int_0^\infty \dots \int_0^\infty \left[ \frac{1+K_2^2 \exp(-2G_T \theta_n^2) \prod_{i=1}^{n-1} K_{i+1}^2 \exp(-2G_T \sum_{i=1}^{n-1} \theta_{i+1}^2)}{K_2^{2n} \exp(-2G_T \sum_{i=1}^n \theta_i^2)} \right] f(\theta_1) \dots f(\theta_n) d\theta_1 \dots d\theta_n \quad (III.47)$$

En répétant la procédure dans les équations (III.23) à (III.29) pour l'équation (III.47) et en utilisant les hypothèses d'équations (III.38) et (III.39) :

$$NSR = \frac{\sigma_{N_2}^2 G_2^2}{R^2 P_T^2} \left[ \frac{1}{K_2^{2n} (1-4G_T \sigma_1^2)^n} + \dots + \frac{1}{K_2^2 (1-4G_T \sigma_1^2)} \right] \quad (III.48)$$

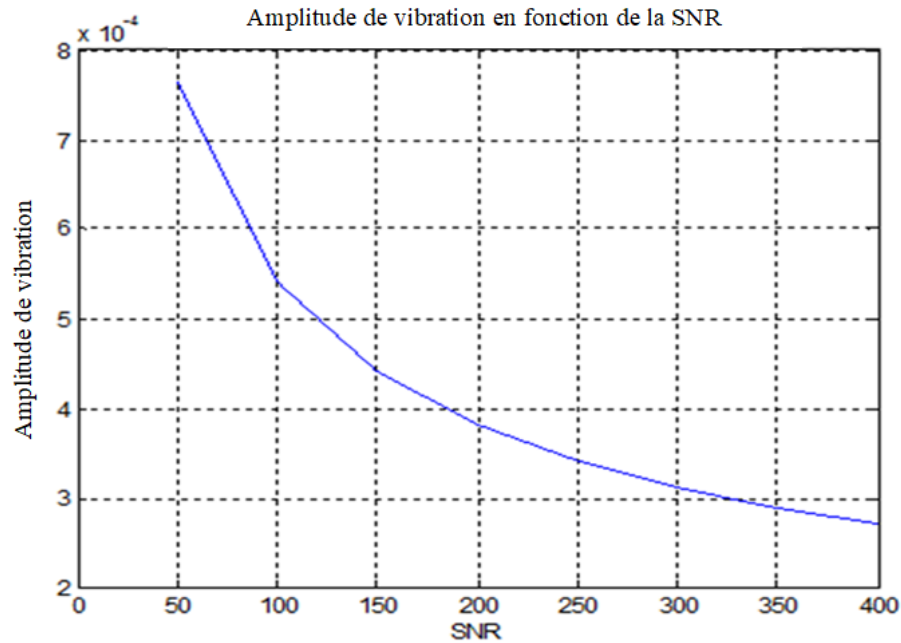
L'équation (III.48) n'est valide que dans la plage  $\sigma_1 < 0.5G_T^{-0.5}$  en raison de la limite de convergence intégrale. Inverser la somme des termes de l'équation (III.48), donner [5] :

$$\frac{1}{NSR} = \frac{R^2 P_T^2}{\sigma_{N_2}^2 G_2^2} \left\{ \frac{T_2^2 (1-4G_T \sigma_1^2) - 1}{K_2^2 (1-4G_T \sigma_1^2)^{n-1}} \right\} [K_2^2 (1-4G_T \sigma_1^2)]^n \quad (III.49)$$

L'équation (III.49) nous donne un autre paramètre pour analyser les performances du réseau.

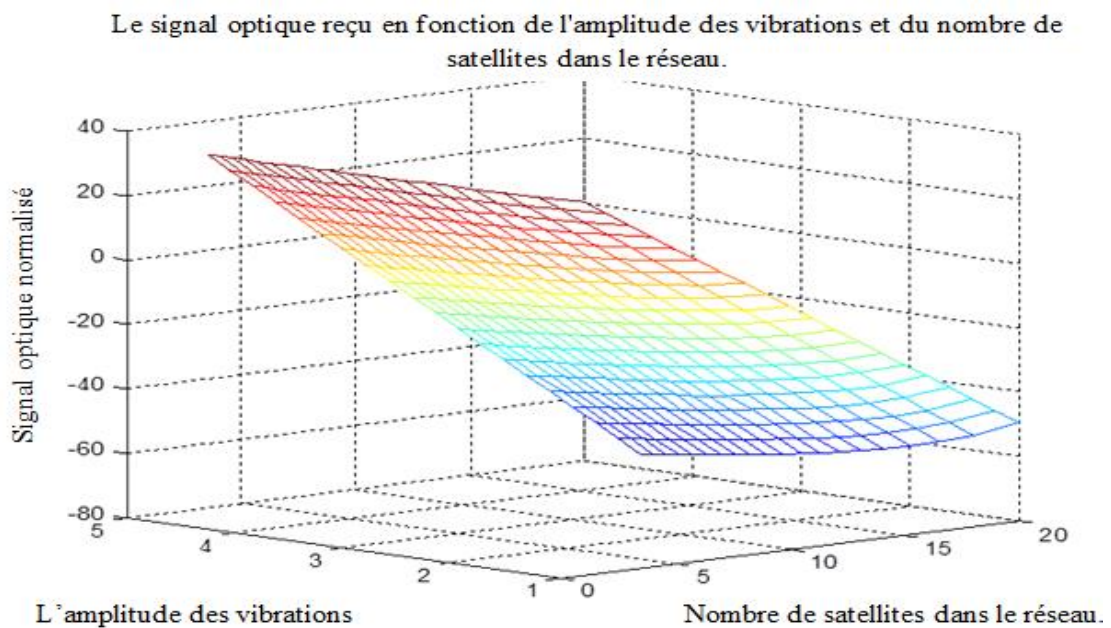
### III.5. Résultats et discussion

La figure III.5 montre la variance des vibrations en fonction du système de suivi SNR. Sur cette figure, on peut voir que les amplitudes de vibration varient inversement avec le SNR du système et la puissance de bruit augmente ce qui abaisse le SNR du système et augmente les amplitudes de vibration du faisceau laser émis dans le plan récepteur.



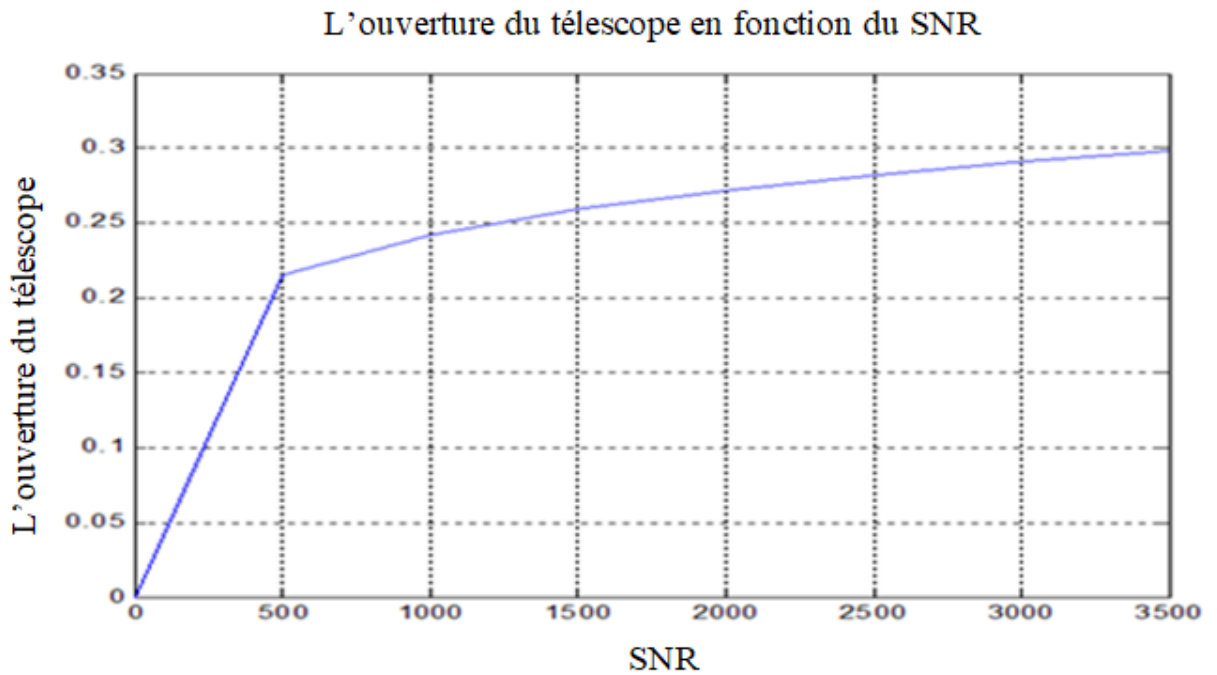
**Figure III. 5: La variance des vibrations en fonction du SNR.**

La figure III.6 illustre le signal optique reçu en fonction de l'amplitude de vibration normalisée à la racine carrée du gain de l'émetteur et du nombre de satellites dans le réseau. À partir de cette figure, il est montré qu'une augmentation de l'amplitude des vibrations diminue considérablement le signal reçu à mesure que le réseau augmente, et cela est dû au résultat de l'accumulation des vibrations du premier satellite au dernier. Et c'est ce qui a été atteint dans une précédente étude de Norman S. Kopeika [6].

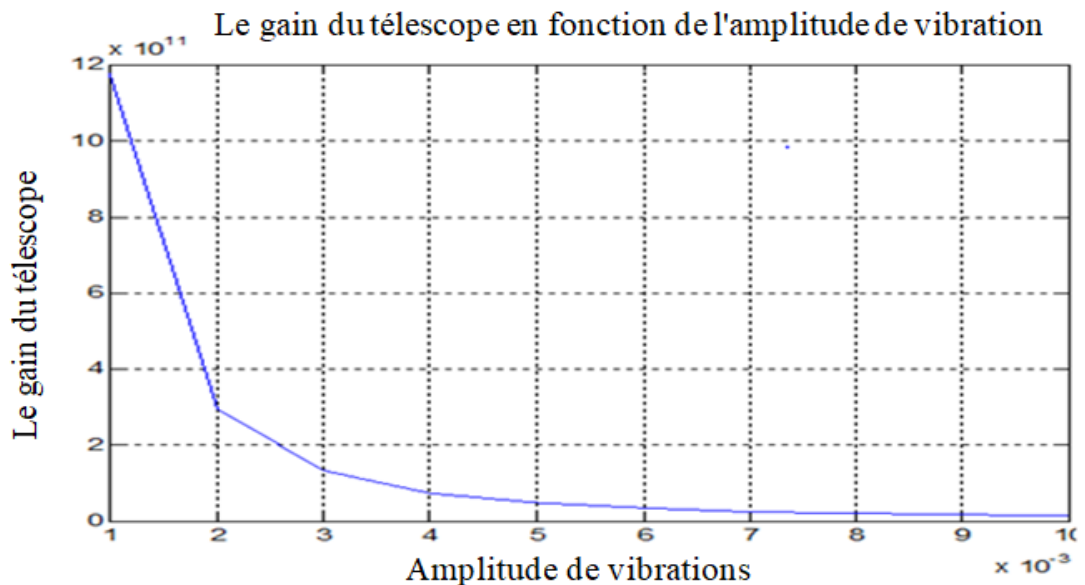


**Figure III. 6: Le signal optique reçu en fonction de l'amplitude des vibrations et du nombre de satellites dans le réseau.**

De la figure III.7, nous pouvons noter que l'ouverture du télescope de l'émetteur varie proportionnellement avec le SNR, cela conduit à adapter les changements dans le rapport SNR.



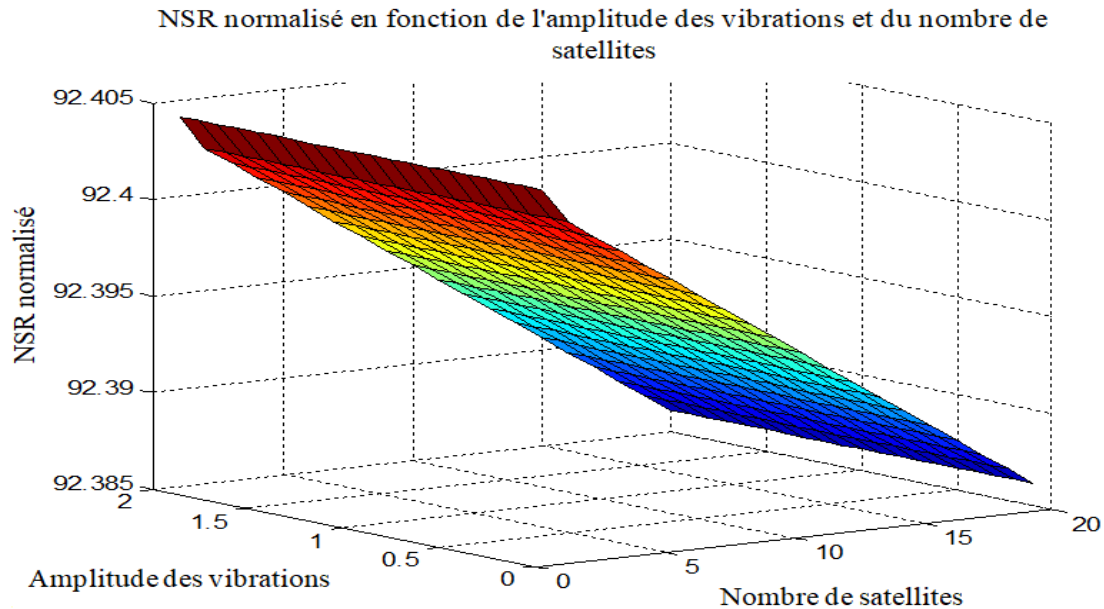
**Figure III. 7: L'ouverture optimale du télescope en fonction du SNR.**



**Figure III. 8: Le gain du télescope en fonction de l'amplitude des vibrations**

D'après la figure III.8, le gain du télescope diminue continuellement pour adapter l'augmentation des vibrations d'amplitudes.

La figure III.9 décrit le NSR normalisé en fonction de l'amplitude des vibrations et du nombre de satellites dans le réseau. Il est important de souligner que même sans vibrations, le NSR diminue lorsque le réseau augmente en raison de l'accumulation de bruit dans les passages entre satellites.



**Figure III. 9: NSR normalisé en fonction de l'amplitude des vibrations et du nombre de satellites.**

### III.6 Conclusion

Ce chapitre a traité les effets des vibrations du système de pointage sur les performances du réseau des satellites de communication optique. L'analyse effectuée ici peut être la base de futures analyses des réseaux de communication optiques. En effet, cette analyse souligne que même de faibles valeurs d'amplitudes de vibration dans un satellite peuvent diminuer considérablement les performances de ce réseau et c'est ce qui a été atteint dans une précédente étude de Norman S. Kopeika [6]. Nous avons également remarqué d'après les résultats que ces perturbations s'accumulent d'un satellite à l'autre, ce que Shlomi. A a également atteint dans [5]. A partir des résultats obtenus précédemment, nous concluons également que l'amplitude des vibrations est le paramètre de performance du réseau dominant et la taille du réseau est mineure comme Stanley R. Rotman l'a conclu dans ses recherches [76]. Les performances du réseau sont déterminées par le satellite qui vibre le plus.

## CHAPITRE IV

### ALGORITHME DE ROUTAGE MULTI-CHEMINS A TRAVERS LES PERTURBATIONS ATMOSPHERIQUES ET LES CONSTELLATIONS MULTICOUCHES

#### IV.1.Introduction

Le développement rapide des appareils de communication multimédia et la grande diffusion des téléphones intelligents ont entraîné la nécessité de développer des systèmes de communications filaires et sans fils performants adaptés aux besoins croissants des utilisateurs.

De 2013 à 2018, le trafic mondial de données mobiles a été multiplié par 11, parallèlement à la demande et au développement rapide des services 5Gs et de l'Internet des objets (IoT). De ce fait, les communications optiques en espace libre (FSOC) deviennent une nouvelle tendance dans les futurs systèmes [81].

Les communications par satellite, une extension des communications terrestre, consiste a l'utilisation de satellites pour fournir des liaisons de communication entre divers régions de la terre. Les communications par satellite jouent un rôle vital dans le système mondial de télécommunications. Elles présentent, par rapport aux communications terrestres sans fil, plusieurs avantages intéressants. Elles sont capables d'assurer des communications de capacités plus grandes entre les différentes zones géographiques avec des débits très élevées et à des couts moins chers [74]. Leurs caractéristiques de services sont indépendantes des terrains géographiques et des frontières politiques.

De nombreuses études antérieures ont traité ces effets sur les faisceaux laser et ont suggéré des solutions aux effets négatifs. Wen Chuan et Shen Yao [82] ont proposé un algorithme de routage multi-chemins basés sur l'optimisation des colonies de fourmis pour le réseau satellitaire, qui peut répondre aux exigences de QoS. Xiaoxin QI et Bing Zhang [83] ont proposé un algorithme distribué de routage survivable pour les mégas-constellations à orbites inclinées.

Dans ce travail, nous avons proposé un algorithme qui dépend de la direction du signal laser à travers les couches atmosphériques, ainsi que de l'utilisation de la priorité dans le routage des données. Nous utilisons également trois couches de constellations, ce qui donne d'excellents résultats par rapport aux algorithmes précédents de la littérature [74]. De plus, la morphologie de notre algorithme est originale et complètement différente de celles d'autres algorithmes proposés dans des études antérieures telles que celles des références [82, 83]. Par exemple dans cette dernière l'auteur a utilisé une mega-constellation, ce qui conduit à l'accumulation d'effets de

vibrations en passant par un grand nombre de satellites. Par contre, dans notre algorithme, nous proposons trois constellations d'hauteurs différentes pour réduire le nombre de satellites traversés par le signal laser. Les auteurs de la référence [82] ont utilisé également le routage multi-chemins sans utiliser la priorité dans la transmission des données, ce qui affecte négativement la qualité des services fournis, en particulier lorsque la constellation est saturée et que la distance entre l'expéditeur et le récepteur est grande, nous utilisons donc la priorité dans notre algorithme dans la transmission des données pour réduire les effets négatifs de la longue latence.

Dans ce chapitre, nous présentons notre algorithme pour acheminer le signal laser de l'émetteur à la station au sol, au récepteur à la station sol à travers l'atmosphère, en passant par la constellation. Cette étude a pour objectif d'augmenter l'efficacité du système de communication et améliorer la qualité de service (QoS) ; en tenant compte des résultats et recommandations obtenus dans le chapitre précédent. Dans cet algorithme nous allons utiliser trois constellations de satellites : la première constellation en orbite basse, la deuxième constellation en orbite médiane, et la troisième constellation en orbite haute. Dans la constellation basse, nous utilisons la méthode Walker pour répartir les satellites dans la constellation afin d'assurer une couverture pour tous les utilisateurs sur Terre. Les avantages de cet algorithme est qu'il réduit le temps de latence et évite les inconvénients des vibrations dans les satellites. Il contribue également à augmenter l'efficacité de la constellation avec une augmentation significative de la quantité d'informations transmises, en utilisant la priorité dans la transmission des informations et en choisissant la distance la plus courte pour transmettre les informations entre l'émetteur et le récepteur.

#### **IV.2. Buts et étapes de l'algorithme de routage**

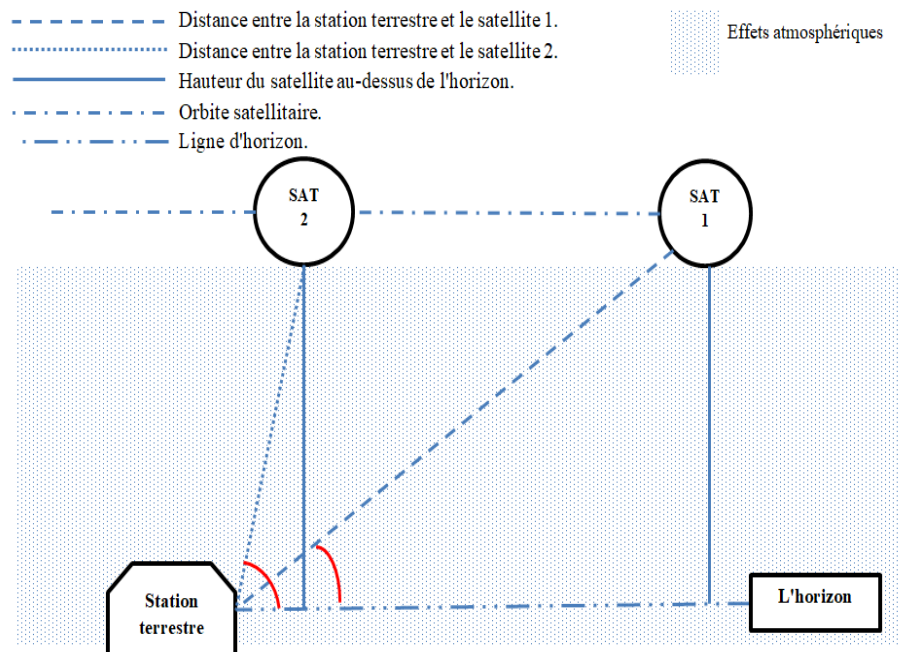
Les objectifs de cet algorithme est de trouver des solutions et des techniques pour surmonter les problèmes et les influences externes qui affectent les faisceaux laser sur leur chemin de l'émetteur au récepteur. Parmi ces problèmes figure :

1. L'effet des couches atmosphériques sur la transmission du signal optique de l'émetteur à la station au sol vers le satellite.
2. L'effet des vibrations dans les satellites sur les faisceaux optiques.
3. L'effet de l'accumulation de l'effet des vibrations lors du passage d'un satellite à un autre dans la constellation.
4. L'effet des longues distances sur la puissance du signal laser.
5. L'effet de la longue latence.



### IV.3.Explication des étapes d'algorithme de routage

**A- Première étape :** Selon les résultats du chapitre précédent, la transmission du signal optique dans les couches de l'atmosphère est affectée par plusieurs facteurs, notamment : la turbidité, la réfraction astronomique et la turbulence de l'air. Selon le même article, l'effet de ces perturbations augmente avec l'augmentation de la distance parcourue par le faisceau lumineux dans l'atmosphère. Par conséquent, la première étape pour surmonter ces effets est de calculer la distance entre la station terrestre et les satellites qui sont dans le champ de vision de la station terrestre et de choisir le satellite le plus proche de celle-ci. La figure IV-1 montre la distance entre la station terrestre et deux satellites de la constellation.



**Figure IV.1 :** La distance entre la station terrestre et deux satellites de la constellation.

**Deuxième étape :** après que le signal lumineux ait atteint le premier satellite de la constellation, nous estimons la distance que le signal doit parcourir et le nombre de liaisons entre les satellites utilisés. Si la distance est petite et que le nombre de liaisons entre satellites est faible, alors nous dirigeons le signal à travers la constellation inférieure et avec la longueur la plus courte des ISLs. Et si le nombre de satellites entre l'émetteur et le récepteur est important, ce qui conduit à l'accumulation de l'effet négatif des vibrations, nous dirigeons le signal laser vers la constellation supérieure pour réduire le nombre de satellites utilisé, puis nous envoyons le signal laser au satellite le plus proche au-dessus du récepteur, comme illustré dans la figure suivante :

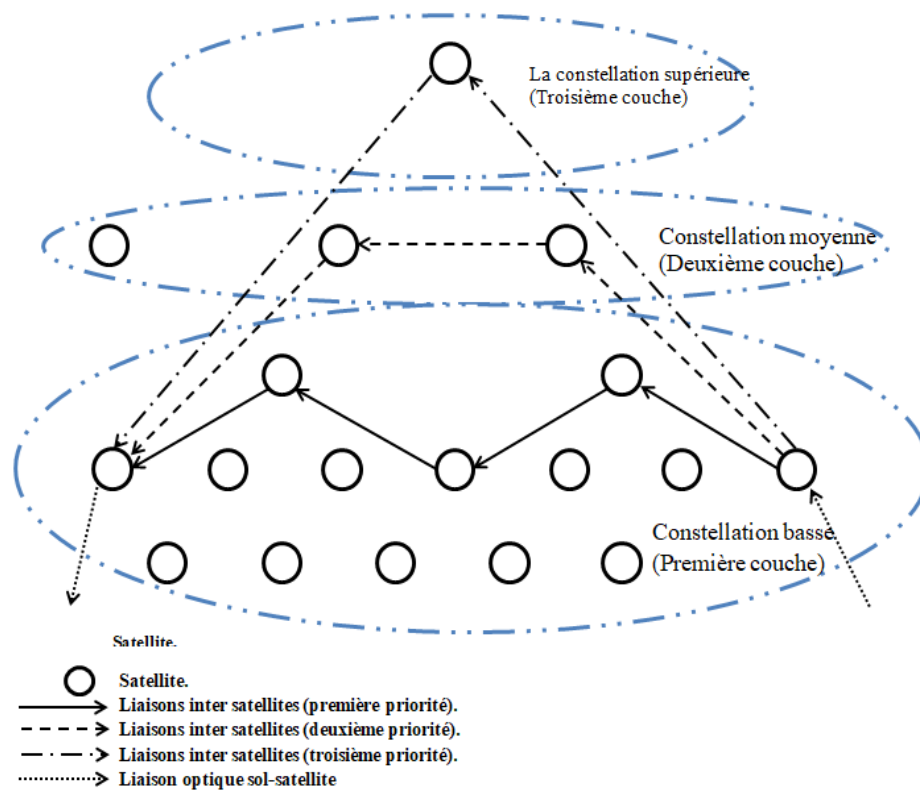


Figure IV.2 : Illustration de la deuxième étape de l'algorithme.

**Troisième étape :** Pour pallier au problème de latence longue, dans le cas d'une longue distance entre l'émetteur et le récepteur, nous utilisons dans notre algorithme un routage du signal laser selon la priorité du type d'information émise. Par exemple, nous dirigeons le signal de diffusion en direct (première priorité) à travers la première constellation en orbite basse et envoyons le signal de courrier électronique (deuxième priorité) pour traverser la deuxième constellation en orbite moyenne ou la troisième constellation en orbite haute. En effet, la diffusion directe ne peut pas être retardée, ce que nous offre l'orbite basse, alors que nous pouvons retarder le message texte de quelques fractions de seconde s'il est acheminé à travers la constellation en orbite haute.

**Quatrième étape :** une fois que le signal laser a atteint l'avant-dernier satellite de la constellation, nous dirigeons le signal laser vers le satellite le plus proche situé au-dessus de la station terrienne réceptrice. À partir du dernier satellite, le signal est dirigé vers la station au sol, ainsi le signal peut atteindre le récepteur de la manière la plus courte et avec la meilleure qualité, ce qui améliore la qualité des services fournis.

La figure IV.4. Explique les étapes et les conditions d'orientation du faisceau laser en tenant compte de la priorité des données, de la distance entre l'émetteur et le récepteur et du nombre de satellites traversés par le faisceau laser.

#### IV.4.Simulation et résultats de l'algorithme de routage du faisceau laser

##### IV.4.1.De la station terrienne au satellite le plus proche

Les couches atmosphériques affectent négativement la transmission du signal laser de la station au sol au satellite en orbite basse. Et pour réduire ces effets négatifs, nous choisissons, grâce à notre algorithme, le chemin le plus court que le faisceau laser puisse parcourir entre la station terrienne et le satellite, et donc l'exposition au moindre impact négatif de la stratosphère. Une description schématique des dimensions entre le satellite et la station terrienne est illustrée à la Figure. IV.3.

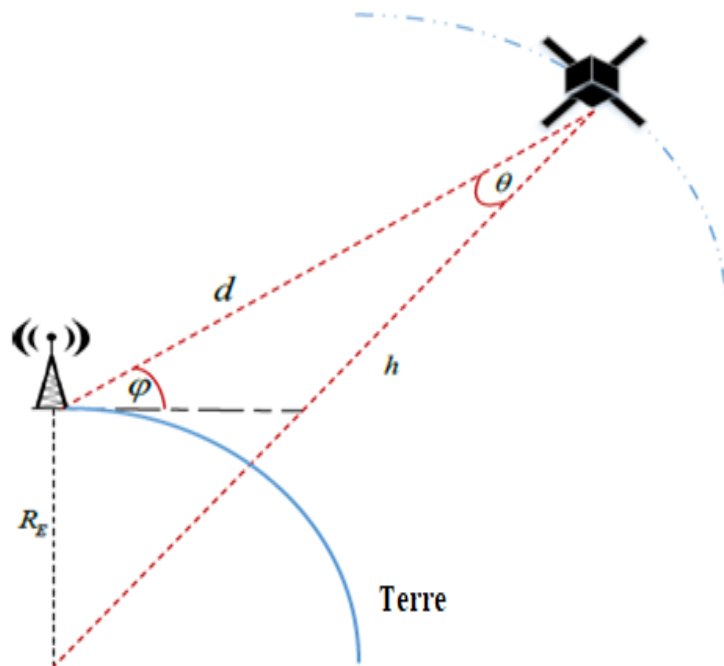


Figure IV.3 : Description schématique des dimensions entre le satellite et la station au sol.

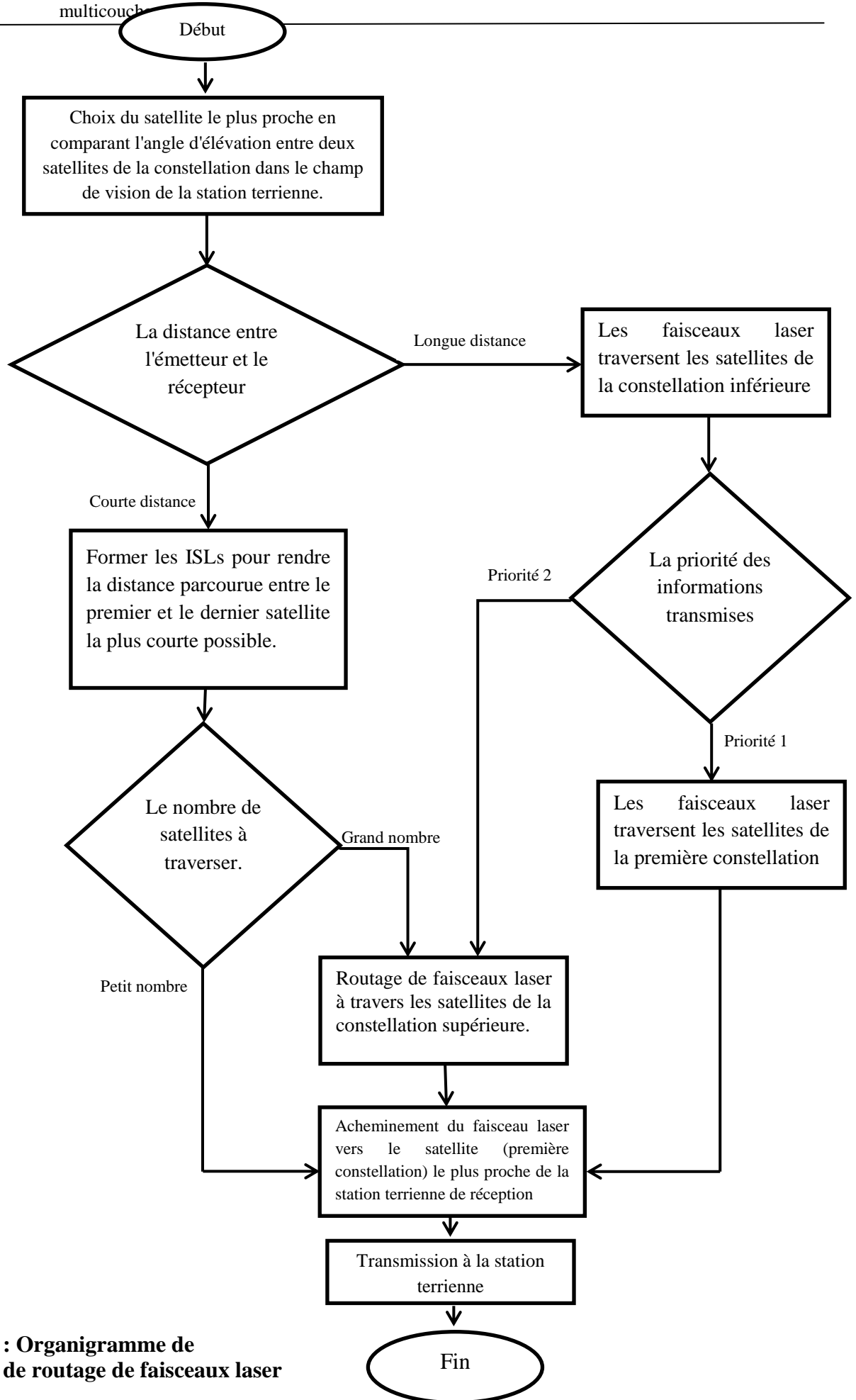
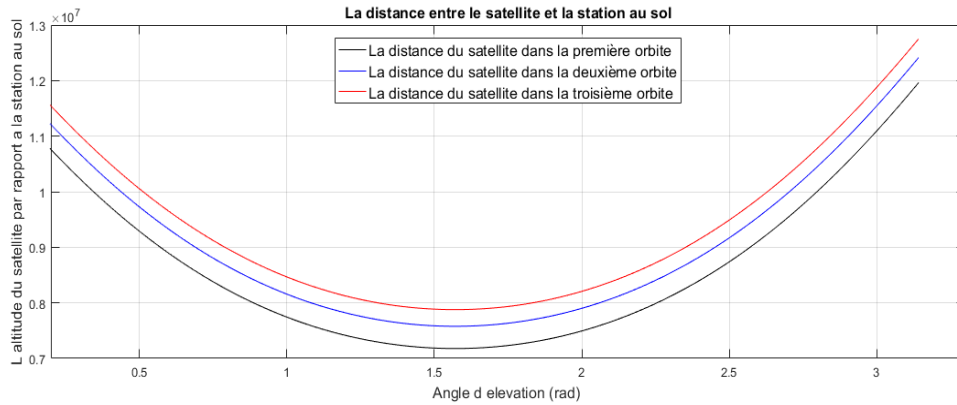


Figure IV. 4 : Organigramme de l'algorithme de routage de faisceaux laser

Où  $d$  est la distance entre la station au sol et le satellite. Notez que  $d$  dépendent des paramètres de l'orbite LEO tels que l'angle d'élévation minimum  $\varphi$ , l'angle entre la position du satellite en orbite et la station au sol  $\theta$ , et l'altitude  $h$  du satellite par rapport au centre de la Terre. Sur la base de ces paramètres,  $d$  est calculé comme [84] :

$$d = \sqrt{(R_E + h)^2 - R_E^2 \cos^2 \varphi} - R_E \sin \varphi \quad (IV.1)$$

Où  $R_E$  est le rayon de la Terre. L'illustration suivante montre la distance entre la station terrienne et trois satellites dans le champ de vision de la station terrienne. Ces satellites sont sur trois orbites adjacentes.



**Figure IV. 5 : La distance entre la station terrienne et les satellites sur différentes orbites.**

La figure IV.5 montre que la distance la plus courte entre la station terrienne et les satellites est à l'angle d'élévation de  $\frac{\pi}{2}$ , et nous choisissons donc le satellite ayant l'angle d'altitude le plus élevé parmi les satellites dans le champ de la station terrienne, afin de relier la connexion entre la station terrestre et le premier satellite de la première constellation.

#### IV.4.2. Routage du faisceau laser dans le premier niveau de la constellation

En utilisant notre l'algorithme, lors de routages entre le premier et le dernier satellite de la constellation, on choisit le chemin le plus court en calculant l'ISLs, le plus court entre le satellite en première orbite et le satellite en orbite adjacent. Dans notre exemple, nous utilisons la méthode de Walker pour répartir les satellites dans la constellation afin d'assurer une couverture complète de la Terre.

Sous le système de coordonnées inertiel de la Terre, la relation suivante peut-être obtenue entre la position du  $k$ -ième satellite sur la  $i$ -ième orbite de la constellation et les paramètres de la constellation :

$$x_{ik}(t) = -R \cos \theta \sin \left( \frac{2\pi i}{P} \right) \sin \left[ \omega t + 2\pi \left( \frac{k}{S} + \frac{iF}{PM} \right) \right] + R \cos \left( \frac{2\pi i}{P} \right) \cos \left[ \omega t + 2\pi \left( \frac{k}{M} + \frac{iF}{PM} \right) \right] \quad (IV.2)$$

$$y_{ik}(t) = R \cos \theta \sin \left( \frac{2\pi i}{P} \right) \sin \left[ \omega t + 2\pi \left( \frac{k}{M} + \frac{iF}{PM} \right) \right] + R \sin \left( \frac{2\pi i}{P} \right) \cos \left[ \omega t + 2\pi \left( \frac{k}{M} + \frac{iF}{PM} \right) \right] \quad (\text{IV.3})$$

$$z_{ik}(t) = R \cos \theta \sin \left[ \omega t + 2\pi \left( \frac{k}{M} + \frac{iF}{PM} \right) \right] \quad (\text{IV.4})$$

Où  $0 \leq i \leq N-1$ ,  $0 \leq k \leq M-1$

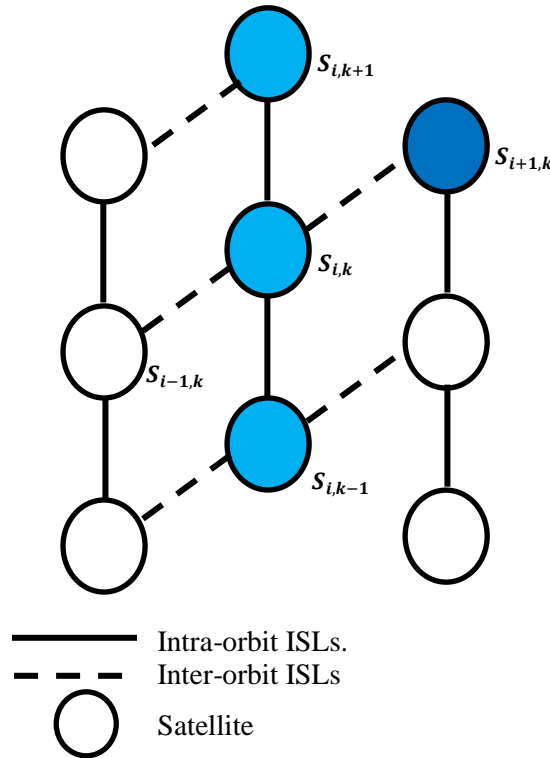
$R$  représente la distance entre le satellite et le centre de la terre,

$\omega$  Est la vitesse angulaire orbitale du satellite,

$\theta$  Est l'inclinaison orbitale du satellite, et  $F$  signifie l'espacement inter-plan.

En supposant que le  $k^{\text{ième}}$  satellite sur la  $i^{\text{ième}}$  orbite de la constellation doit établir un ISL avec le  $l^{\text{ième}}$  satellite sur la  $j^{\text{ième}}$  orbite, la distance de liaison  $D(t)$  entre les deux satellites peut être exprimée comme suit :

$$D(t) = \sqrt{[x_{ik}(t) - x_{jl}(t)]^2 + [y_{ik}(t) - y_{jl}(t)]^2 + [z_{ik}(t) - z_{jl}(t)]^2} \quad (\text{IV.5})$$



**Figure IV. 6 : Schéma de principe d'un type arbitraire de topologie de réseau ISLs.**

Afin de simuler cet algorithme, nous suggérons que le premier satellite et le dernier sont situés sur une ligne horizontale. Nous choisissons la distance la plus courte entre le premier et le dernier satellite en calculant la distance entre le premier satellite de la première orbite (le satellite au-dessus de l'émetteur), par exemple  $S_{2,2}$  et trois satellites de la deuxième orbite ( $S_{3,2}, S_{3,3}, S_{3,1}$ ) comme il est décrit dans la Figure IV.6.

Le Tableau IV.1. Regroupe les paramètres utilisés dans cet algorithme

**Tableau IV.1 : Paramètres utilisés dans cet algorithme.**

Nom du paramètre	Symbole du paramètre	Valeur du paramètre
La distance entre la station au sol et le satellite	D	(700Km-36000Km)
Le rayon de la Terre	$R_E$	6378Km
La hauteur du satellite au-dessus de la surface terrestre	R	(700Km-36000Km)
La distance entre le satellite et le centre de la terre.	H	$= R_E + R$
Le nombre de satellites dans chaque plan orbital de la constellation.	M	12
Le nombre de plans orbitaux de la constellation.	N	10
la vitesse angulaire orbitale du satellite.	$\Omega$	7.8
L'inclinaison orbitale du satellite.	$\theta$	55°
le facteur de phase	F	1
La distance de liaison entre les deux satellites.	D(t)	/

**Tableau IV.2:La distance entre le satellite et trois satellites sur l'orbite adjacente.**

Inter-orbit ISLs	D(t)	Inter-orbit ISLs	D(t)		
$S_{2,2}$	$S_{3,1}$	5.8992e+03	$S_{7,1}$	5.3443e+03	
	$S_{3,2}$	3.4013e+03	$S_{6,2}$	$S_{7,2}$	4.8656e+03
	$S_{3,3}$	2.2851e+03		$S_{7,3}$	5.5030e+03
$S_{3,3}$	$S_{4,2}$	5.8369e+03	$S_{7,2}$	$S_{8,1}$	5.8998e+03
	$S_{4,3}$	4.1957e+03		$S_{8,2}$	3.4015e+03
	$S_{4,4}$	2.8998e+03		$S_{8,3}$	2.2806e+03
$S_{4,4}$	$S_{5,3}$	4.0934e+03	$S_{8,3}$	$S_{9,2}$	5.8375e+03
	$S_{5,4}$	4.5778e+03		$S_{9,3}$	4.1885e+03
	$S_{5,5}$	6.5217e+03		$S_{9,4}$	2.8984e+03
$S_{5,3}$	$S_{6,2}$	1.0107e+03	$S_{9,4}$	$S_{10,3}$	4.0874e+03
	$S_{6,3}$	3.8310e+03		$S_{10,4}$	4.5798e+03
	$S_{6,4}$	6.3810e+03		$S_{10,5}$	6.5217e+03

À partir du tableau IV.2, qui représente la distance entre le satellite et trois satellites sur l'orbite adjacents, nous avons choisi la longueur minimale des ISLs entre satellites, entre le premier et le dernier satellite, afin d'obtenir la distance la plus courte.

Dans cet exemple, le trajet du signal laser est le suivant de  $S_{22}$  à  $S_{33}$  à  $S_{44}$  à  $S_{53}$  à  $S_{62}$ . D'après le tableau ci-dessus, la distance la plus courte parcourue est ( $ISL_1= 2.2851e^{+03} + ISL_2= 2.8998e^{+03} + ISL_3= 1.0107e^{+03} + ISL_4= 4.8656e^{+03}$ ), et la distance totale est de 11061 Km. Par contre si on n'utilise pas cet algorithme, la communication entre les satellites est la suivante, entre  $S_{22}$  à  $S_{31}$  à  $S_{42}$  à  $S_{55}$  à  $S_{64}$ , la distance parcourue est égale à ( $5.8992e+03 + 2.9006e+03 + 7.0605 e+03 + 1.0107e+03$ ), et la distance totale est de 16871Km. Donc en utilisant cet algorithme on peut réduire la distance parcourue de  $5.8098e^{+03}$  Km, donc réduire aussi le temps de latence, et améliorer la qualité de la communication.

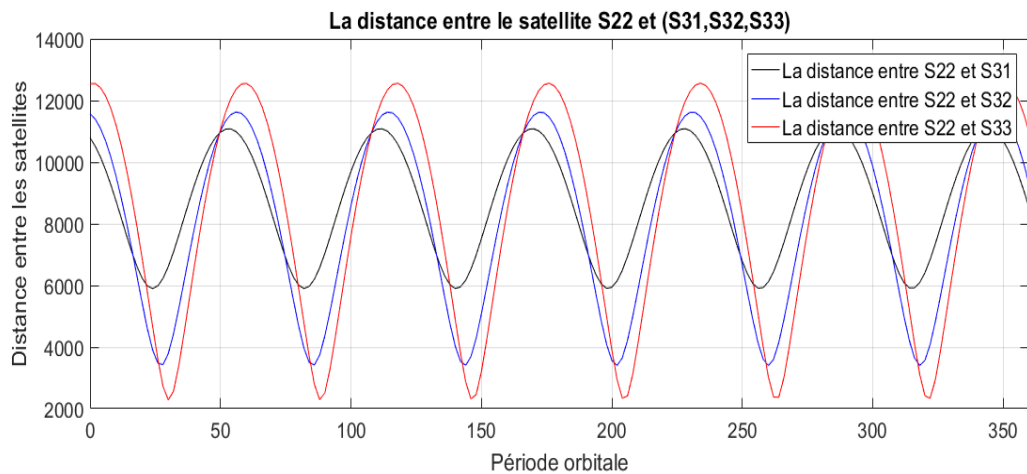


Figure IV. 7 : La distance entre le satellite S22 et (S31, S32,S33)

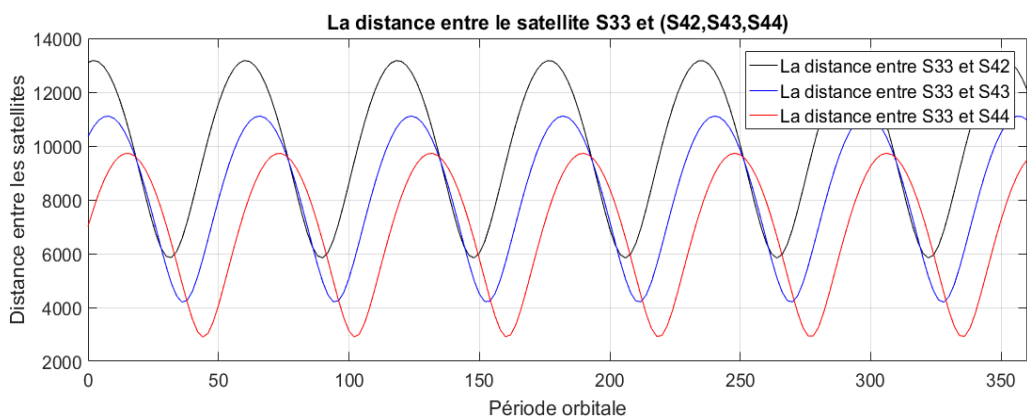
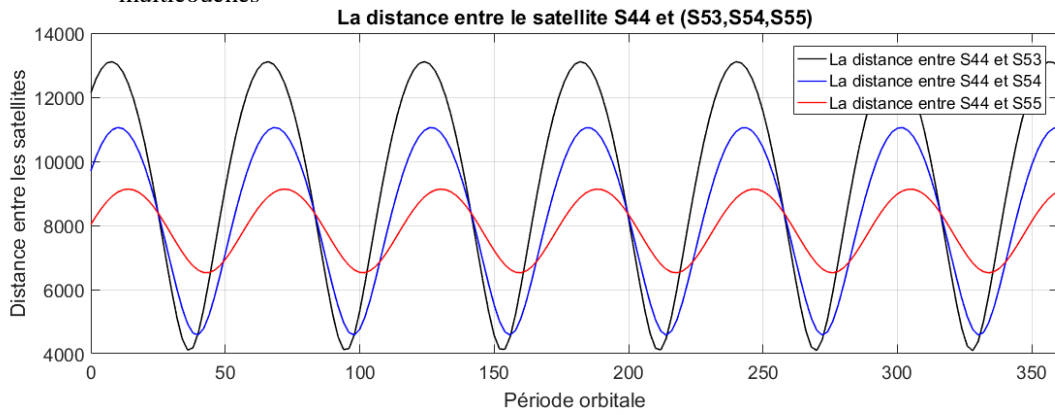
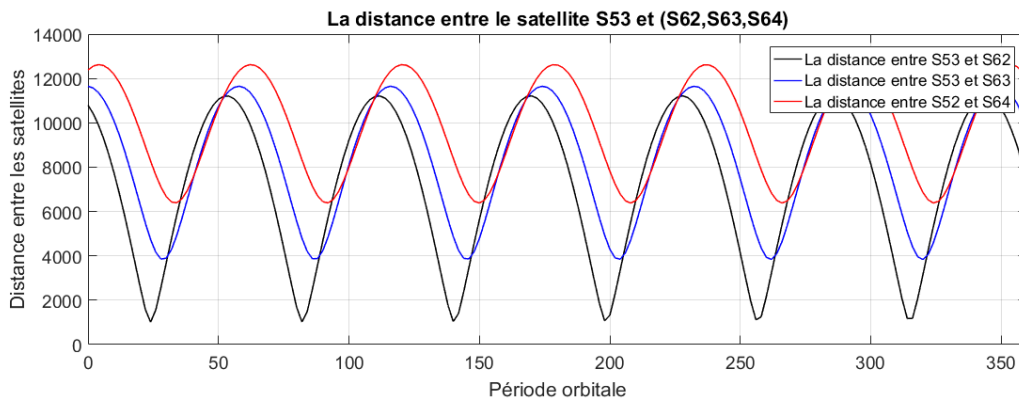


Figure IV. 8 : La distance entre le satellite S33 et (S42, S43, S44)

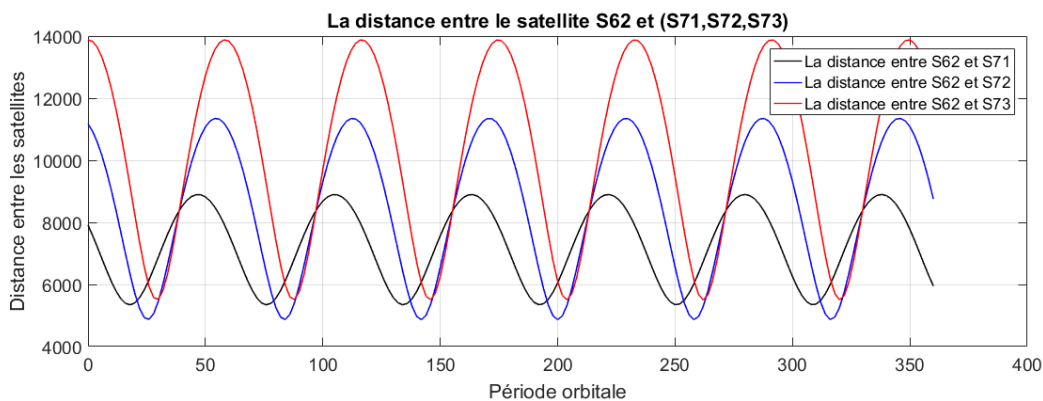




**Figure IV.9 : La distance entre le satellite S44 et (S53, S54, S55)**

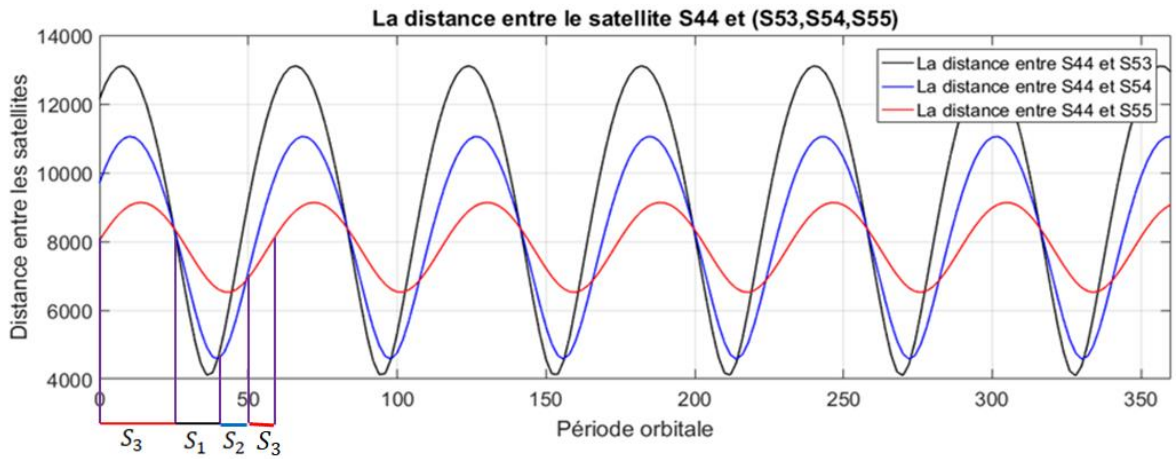


**Figure IV. 9 : La distance entre le satellite S53 et (S62, S63, S64)**



**Figure IV. 10 : La distance entre le satellite S62 et (S71, S72, S73)**

D'après les résultats précédents, nous concluons que la distance la plus courte entre un satellite et le suivant dans la constellation change avec le changement de la période orbitale. Donc la distance entre le satellite sur l'orbite  $i$  et les satellites alignés avec lui sur l'orbite  $i+1$  est plus courte avec l'un de ces satellites, selon la période orbitale. Ce qui nous amène à choisir chaque fois les satellites les plus proches en fonction de la localisation des satellites connectés dans la constellation. Il s'agit d'obtenir la distance la plus courte entre l'émetteur et le récepteur dans le cas de l'utilisation de la première couche de constellation.



**Figure IV. 11 : La distance la plus courte entre deux satellites au cours d'un cycle orbital.**

D'après la figure IV.11, on remarque que la sélection du satellite le plus proche change en fonction de l'heure d'émission. Selon ce cas, le satellite le plus proche de S44 est S55 au début de la période orbitale, puis le satellite le plus proche est S53, puis S52, et ainsi de suite dans toutes les liaisons entre les satellites.

#### IV.4.3. Routage du signal laser de la constellation de basse altitude vers la constellation de moyenne altitude

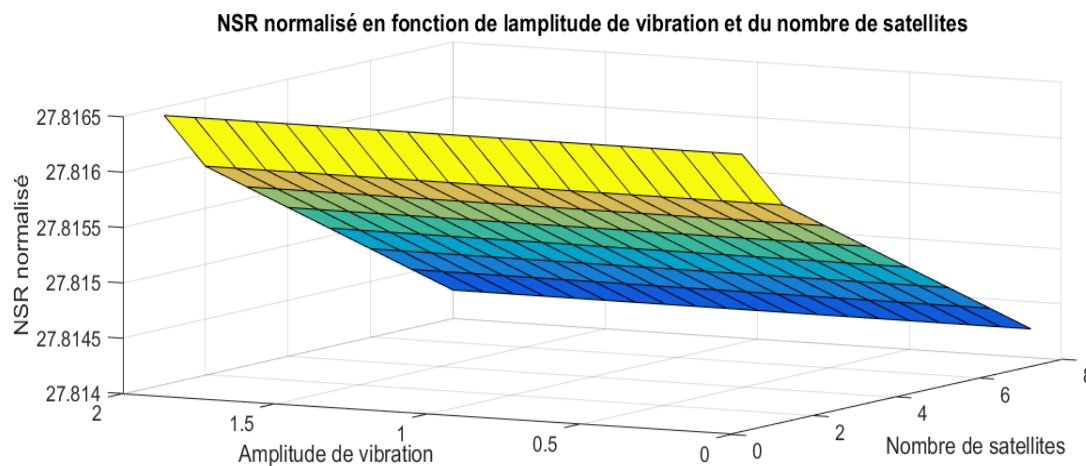
Dans le cas où la distance entre l'émetteur et le récepteur est importante, cela nécessite de traverser un grand nombre de satellites, et donc l'accumulation d'effets secondaires de vibrations, ce qui nuit à la qualité de communication et à la qualité de service. Pour pallier a ce problème, notre algorithme garantit le routage du signal de la première constellation vers la deuxième constellation. De cette manière, le signal est dirigé du premier satellite de la constellation basse vers le satellite qui médiatise la distance entre l'émetteur et le récepteur dans la constellation de moyenne altitude, et à partir de là, nous réduisons le nombre de satellites à travers lesquels le faisceau laser passe de huit à trois dans ce cas étudié.

L'équation (IV.6) [5] nous donne l'effet du nombre de satellites et de l'amplitude des vibrations sur la qualité du signal (NSR) :

$$\frac{1}{NSR} = \frac{R^2 P_T^2}{\sigma_{N_2}^2 G_2^2} \left\{ \frac{T_2^2 (1 - 4G_T \sigma_1^2) - 1}{K_2^2 (1 - 4G_T \sigma_1^2)^n - 1} \right\} [K_2^2 (1 - 4G_T \sigma_1^2)]^n \quad (IV.6)$$

**Tableau IV.3 :L'effet du nombre de satellites sur le NSR normalisé.**

NSR normalisé	Nombre des satellites
27.8164	1
27.8159	2
27.8156	3
27.8153	4
27.8151	5
27.8148	6
27.8145	7
27.8143	8



**Figure IV. 12 : NSR normalisé en fonction de l'amplitude de vibration et du nombre de satellites.**

D'après le tableau n°3 et la figure IV.13, nous remarquons que le plus grand effet négatif des vibrations correspond au plus grand nombre de satellites, dans notre cas 8 satellites, ce qui équivaut à 27,8143. En utilisant notre algorithme de routage du signal, nous réduisons le nombre de satellites à trois satellites, avec une valeur de NSR égale à 27,8156, qui est la valeur la plus basse possible. D'après notre algorithme, le passage de la constellation inférieure à la constellation supérieure se fait uniquement dans le cas du passage d'un grand nombre de satellites et aussi en cas de saturation de la première constellation. Dans ce routage, entre les constellations basse et moyenne, nous prenons en compte de la priorité des informations transmises.

Après que le signal laser ait atteint l'avant-dernier satellite au-dessus de la station terrienne de réception, nous dirigeons le signal laser vers le satellite le plus proche de la station terrestre. Ainsi, le faisceau laser parcourt la plus petite distance entre l'émetteur et le récepteur, avec le moins d'effet de vibration sur la qualité du signal laser.

#### IV.5 Comparaison de la transmission du signal à l'aide de l'algorithme de routage et de la transmission sans l'algorithme

Le tableau suivant montre la différence entre l'utilisation de l'algorithme pour transmettre le signal laser de l'émetteur au récepteur et l'envoi du signal sans cet algorithme, En utilisant l'exemple précédent (mentionné dans la section VI.1);

**Tableau IV. 4 : Comparaison de la transmission du signal à l'aide de l'algorithme de routage et de la transmission sans l'algorithme**

	Les résultats à l'aide de l'algorithme (Km)	Résultats sans utiliser d'algorithme (Km)	la différence (Km)
longueur de liaison montante	7 178	7 878	700
ISL 1	2 285.1	5 899.2	3 614
ISL2	2 899.8	5 836.9	2 937
ISL3	4 093.4	6 521.7	2 428
ISL4	1 010.7	6 381.0	5 370
ISL5	4 865.6	5 503.0	637
ISL6	2 280.6	5 899.8	3 619
ISL7	2 898.4	5 837.5	2 939
ISL8	4 087.4	6 521.7	2 434
longueur de la liaison descendante	7 178	7 878	700
<b>Totale</b>	<b>38 777</b>	<b>64 157</b>	<b>25 380</b>

En utilisant notre algorithme, nous gagnons une distance de 25380 km dans un sens de communication, ce qui équivaut à 0.08465 seconde de temps de latence, et qui est égale à 50 760 Km et 0.1693 seconde dans les deux sens de communication. Ces résultats améliorent

significativement la qualité de la communication, ce qui se reflète dans la qualité des services fournis.

**Tableau IV. 5 : Comparaison entre les résultats de l'algorithme proposé et ceux de la littérature [74]**

ISLs	Résultats en utilisant l'algorithme		Résultats de la littérature [74]			
			A (Communication par satellite)		B (Communication terrestre par fibre optique)	
	Les résultats à l'aide de l'algorithme (Km)	Latence (ms)	Résultats des études précédentes (Km)	Latence (ms)	Résultats des études précédentes (Km)	Latence (ms)
ISL 1	520.35	1.7	1 saut (hop) : 659	2.2	607	2.97
ISL 1+2	$520.35+440.85=961.2$	3.2	2 sauts (hops) :1317	4.4	1213	5.94
ISL1+2+3	$961.2+546.85=1508.05$	5.0	3 sauts (hops) :1976	6.6	1820	8.91
ISL1+..+4	$1508.05+427.5=1935,55$	6.5	4 sauts (hops) :2635	8.8	2427	11.88
ISL1+..+5	$1935.55+497,85=2433,4$	8.1	5 sauts (hops):3294	11	3033	14.85
résultat	2433.4	8.1	$3294-2433.4=860.6$	$11-8.1=2.9$	$3033-2433.4=599.6$	$14.85-8.1=6.75$

Dans le tableau IV.5, une comparaison entre les résultats de l'algorithme étudié dans ce chapitre et les deux résultats de la référence [74] A et B. Les résultats de l'algorithme ont montré une réduction significative de la distance parcourue par le signal laser entre le premier et le dernier satellite par rapport aux résultats de la référence [74]. D'après le tableau, nous notons que la distance parcourue par le signal laser en utilisant l'algorithme de routage présenté au chapitre IV est de 2433.4 km à travers 5 ISLs, alors que dans l'étude précédente, elle est égale à 3294 km à travers 5 ISLs également pour le cas de la communication par satellite et egal a 3033 km pour le cas de la communication terrestre par la fibre optique , c'est-à-dire, réduisant la distance parcourue de 860.6 km et 599.6 km respectivement .Cette réduction de la distance parcourue a des résultats positifs sur la qualité de la communication utilisant la constellation et améliore ainsi la qualité des services rendus en réduisant le temps de latence. De plus, nous notons que la latence utilisant l'algorithme est de 8.1 ms, ce qui équivaut à 11 ms et 14.85 ms respectivement dans [74], c'est-à-dire que la latence est réduite de 2.9 ms, ce qui se reflète positivement dans l'efficacité de la constellation.

Le tableau suivant montre également une comparaison des résultats de notre algorithme avec les résultats de l'algorithme résumé dans le tableau 2 de l'article [85]

**Tableau IV 6: Comparaison entre les résultats de l'algorithme proposé et ceux de la littérature [85]**

ISLs	Résultats en utilisant l'algorithme		Résultats de la littérature [85]	
	Les résultats à l'aide de l'algorithme (Km)	Latence (ms)	Résultats des études précédentes (Km)	Latence (ms)
ISL1+..+4	10289	34.3	4 sauts (hops) :21000	70
ISL2+..+5	12869.5	42.9	4 sauts (hops):24000	80

Dans l'étude précédente, et à travers le tableau 2, nous constatons que la distance parcourue dans la constellation à travers quatre sauts (hops) est égale à 21000 km, ce qui équivaut à 70 ms de temps d'arrivée. Et dans le second cas, 24 000 km, ce qui équivaut à 80 ms de temps de latence. En utilisant notre algorithme, nous constatons que nous avons parcouru une distance de 10289 km dans les quatre ISLs, ce qui équivaut à 34,3 ms de temps de latence. Dans le second cas, en utilisant quatre ISLs aussi, nous parcourons également 12869,5 km, ce qui équivaut à 42,9 ms de temps de latence. Donc, nous trouvons un gain équivalant à 10711 km dans le premier cas et 11130,5 km dans le second cas, ce qui équivaut à 35,7 ms et 37,1 ms. Respectivement de gain en latence.

Cela montre l'importance d'utiliser notre algorithme pour diriger le signal laser dans la constellation de satellites optiques.

#### **IV.6. Conclusion**

La communication laser est l'une des récentes techniques de communication utilisées actuellement, et elle n'a pas cessé d'évoluer. Des études sont toujours en cours pour la développer et améliorer son efficacité. Dans ce chapitre, nous avons présenté une étude visant à améliorer l'efficacité de la communication laser à l'aide de satellites, traversant l'atmosphère, et une constellation de satellites. Cette étude repose sur le routage du faisceau laser, en tenant compte des effets secondaires de l'atmosphère et des vibrations dans les satellites.

Pour la transmission du signal à travers l'atmosphère, en utilisant l'algorithme de routage, nous avons choisi le satellite le plus proche de la station au sol pour éviter les effets négatifs sur le faisceau laser. En ce qui concerne la transmission du signal à travers la constellation, cet algorithme a fourni des résultats précieux, en utilisant la priorité dans la direction du signal et en adoptant la distance la plus courte entre les satellites et leur nombre. En effet, avec cet algorithme, nous avons réduit l'effet secondaire des vibrations de ( $NSR^{-1}$  normaliser = 27,8143 à  $NSR^{-1}$  normaliser = 27,8156), et la distance parcourue par le signal laser de 64157 Km à 38777 Km dans le cas étudié, soit avec un gain de distance de 25380, et donc un gain dans le temps de latence égale a : 0,1693 seconde.

## CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES

Les travaux présentés dans cette thèse s'inscrivent dans le cadre d'une contribution à la modélisation des vibrations et des turbulences dans les satellites optiques. Cette contribution a pour objectif de réduire les effets de ces vibrations afin d'assurer une qualité de transmission performante entre ces satellites optiques.

Pour bien comprendre le sujet, nous avons expliqué en détail le processus de communication par satellite, en commençant par la définition du satellite, ses composants, les orbites pour les communications et les fréquences utilisées dans les communications spatiales. Nous avons également expliqué le processus d'arrangement d'un groupe de satellites dans une constellation, pour assurer une couverture complète des utilisateurs à la surface de la Terre. Et cela en utilisant la méthode de Walker et SOC. Nous avons également expliqué les avantages et les inconvénients de chaque méthode.

La modélisation menée dans ce travail consiste au développement d'un modèle mathématique qui permet de connaître la nature des vibrations internes ou externes et leurs amplitudes afin de réduire leurs effets. Pour cela on a exposé dans un premier volet une étude approfondie sur les différentes sources de vibrations ainsi que les systèmes de communication optiques par satellite tels que le système émetteur, le système récepteur et le système de suivi, en mettant en évidence leur importance dans l'opération de pointage fin entre les satellites optiques.

Dans le deuxième volet qui est l'un des objectifs principaux de cette étude, une modélisation des vibrations dans la communication, a été présentée, en premier lieu, entre deux satellites optiques puis généralisée pour une constellation de  $n$  satellites, tout en adoptant, le scénario de la communication optique entre les satellites dans une constellation à altitude moyenne. Pour avoir de meilleurs résultats, une simplification de l'étude et des calculs a été faite en divisant cette modélisation en plusieurs modèles, à savoir le modèle statistique des vibrations (entre deux satellites optiques), le modèle de réseau optique inter-satellites, le modèle de signal, le modèle de bruit et le modèle de performance d'une constellation de satellite optique.

D'après les résultats obtenus, On peut remarquer que même les valeurs faibles des amplitudes de vibrations de chaque satellite peuvent considérablement diminuer les performances du réseau auquel il appartient. Cela s'explique par l'accumulation de bruit dans les passes entre les satellites. Nous confirmons ainsi la similitude de nos résultats avec ceux de la littérature [5, 6, 73]

Nous avons aussi présenté quelques solutions en utilisant les techniques modernes pour réduire l'effet des vibrations et améliorer la qualité de la communication des constellations



satellites optiques, parmi ces solutions, on peut citer : l'adaptation de la bande passante, le contrôle de puissance, l'isolateur de vibrations, la technique de codage, la diversité des canaux et la technique de rejet de la gigue à réglage automatique, ce qui confirme la validité de nos résultats avec ceux montrés dans des études antérieures [35, 66, 78, 80, 86].

Les résultats de nos simulations montrent que la scintillation (log-irradiation) est complètement liée à l'angle du zénith, donc tout changement, même très petit, provoque une perte complète du rayonnement optique, ce résultat se traduit par l'un des avantages les plus importants de la communication optique mentionnée dans des études antérieures [73, 74]. La longueur d'onde et la vitesse du vent affectent considérablement la scintillation dans notre modulation l'augmentation de la longueur d'onde et la vitesse du vent provoquent une diminution de la scintillation et s'approche progressivement d'une valeur de 0.

Dans le quatrième chapitre, et en utilisant les résultats obtenus dans le troisième chapitre, nous avons proposé un algorithme d'orientation du faisceau laser. Cet algorithme dépend de la priorité des données, de la vibration des satellites lasers, du nombre de satellites utilisés en communication et de la distance entre l'émetteur et le récepteur. Si le nombre de satellites est important entre l'émetteur et le récepteur, le signal laser est dirigé à travers la constellation intermédiaire, et dans le cas de la deuxième priorité des informations transmises, le signal laser est dirigé à travers la constellation supérieure.

On peut également utiliser cet algorithme pour augmenter l'efficacité du réseau de communication par satellite laser en dirigeant les données de second ordre en cas de saturation de la constellation basse vers la constellation moyenne, afin de réduire les effets secondaires d'un temps d'accès long et ainsi améliorer la qualité de service pour la constellation.

L'un des avantages de notre algorithme est de réduire les effets négatifs des couches atmosphériques sur le faisceau laser en choisissant le satellite le plus proche de la station au sol dans le cas de l'émission et de la réception, et ainsi le signal laser est exposé au moins d'effets secondaires des couches atmosphériques.

Parmi les résultats de notre algorithme est de réduire l'effet secondaire des vibrations de ( $NSR^{-1} = 27,8143$  à  $NSR^{-1} = 27,8156$ ), et la distance parcourue par le faisceau laser de 64 157 km à 38 777 km dans le cas étudié dans la simulation, C'est-à-dire en réduisant la distance de 25380 Km, ainsi qu'un gain en temps d'accès égal à 0,1693 seconde, ce qui est un temps très important dans les communications par satellite.

Par rapport aux résultats des études précédentes, [82] qui s'appuyaient sur l'amélioration de la qualité de service sur le BER, la latence et la bande passante, et il a été adopté en dirigeant le signal directement de la constellation LEO vers la constellation MEO, afin de réduire le

nombre de saute entre les satellites sans tenir compte de la priorité des données et du nombre de satellites traversés par le signal laser. C'est de cela que dépend notre algorithme pour augmenter l'efficacité de la constellation et fournir le meilleur QoS. Les travaux de la référence [82] reposent sur une liaison unique entre satellites pendant le cycle orbital, qui a une durée de 19,32 minutes pour la courte distance et de 57,96 minutes pour la longue distance entre satellites. Alors que dans notre étude, nous constatons que la durée du lien pour la distance la plus courte entre le satellite émetteur et le récepteur change selon la period orbitale et est égale, selon notre étude, à 10,034 minutes, 40,146 minutes et 8,476 minutes entre le premier satellite et les satellites en orbite adjacente. Aussi, par rapport à l'étude précédente [83], dans laquelle une mega constellation est utilisée, nous notons que le taux d'échec de liaison atteint 20%, ce qui est dû à l'utilisation d'un grand nombre de satellites (32x50) dans une constellation, ce que notre algorithme surmonte en utilisant des constellations de hauteurs différentes pour réduire le nombre de satellites utilisé et donc en réduisant le nombre d'ISL et en réduisant également l'accumulation des effets secondaires des vibrations.

Pour tirer la meilleure partie de cet algorithme, nous prédéterminons les chemins entre la station terrienne émettrice et réceptrice, en utilisant les informations précédemment disponibles sur la répartition des satellites dans la constellation et l'état de la constellation au moment de la communication.

Comme perspectives, les opportunités d'amélioration sont ouvertes pour des directions de recherches variées, et on peut espérer que cette étude peut être enrichie par l'utilisation d'autres scénarios de communication optique tels que :

1. Le scénario de liaison montante.
2. Le scénario de liaison descendante.
3. La modélisation d'un bilan de communication optique complet (le scénario de liaison montante et le scénario de liaison descendante).
4. Le scénario de communications optiques entre les déférentes constellations (MEO, LEO et GEO)...

Afin de développer l'algorithme, dans les études futures, nous pouvons utiliser des cartes météorologiques à la station au sol pour éviter de diriger le faisceau laser à travers des nuages épais, des tempêtes de sable et des influences météorologiques, et choisir la meilleure direction pour le signal laser à travers l'atmosphère.

Pour améliorer la qualité de la communication avec les satellites lasers, et comme études futures, nous pouvons compiler quelques études visant à améliorer la communication laser pour obtenir de nouvelles technologies qui combinent de nombreuses idées avancées dans ce domaine. Parmi eux, nous mentionnons le routage des faisceaux laser, la méthode de modulation du signal, le contrôle de la force du signal et de la bande passante, et l'utilisation des techniques modernes dans le télescope. Nous pouvons également combiner ces techniques avec des algorithmes de routage comme un algorithme de routage multi-chemins à travers la turbulence et les structures multicouches, et l'algorithme de routage multi-chemins basés sur l'optimisation des colonies de fourmis pour le réseau satellitaire. Afin d'atteindre le plus haut niveau d'efficacité de la constellation.

## RÉFÉRENCES

- [1] B. R. Elbert, *Introduction to satellite communication*: Artech house, 2008.
- [2] T. Schetter, M. Campbell, and D. Surka, "Multiple agent-based autonomy for satellite constellations," *Artificial Intelligence*, vol. 145, pp. 147-180, 2003.
- [3] J. R. Wertz, W. J. Larson, D. Kirkpatrick, and D. Klungle, *Space mission analysis and design* vol. 8: Springer, 1999.
- [4] D. Roddy, *Satellite communications*: McGraw-Hill Education, 2006.
- [5] S. Arnon and N. Kopeika, "The performance limitations of free space optical communication satellite networks due to vibrations-analog case," in *Proceedings of 19th Convention of Electrical and Electronics Engineers in Israel*, 1996, pp. 287-290.
- [6] S. Arnon, S. R. Rotman, and N. S. Kopeika, "Performance limitations of free-space optical communication satellite networks due to vibrations: direct-detection digital mode," in *10th Meeting on Optical Engineering in Israel*, 1997, pp. 357-368.
- [7] J.-Y. Choi, W.-H. Shin, and S.-K. Han, "Turbulence induced fading mitigation in satellite optical communications using a single subcarrier time delay diversity," *Optics Communications*, vol. 477, p. 126360, 2020.
- [8] S. Liu, J. Yang, X. Guo, and L. Sun, "Inter-satellite link assignment for the laser/radio hybrid network in navigation satellite systems," *GPS Solutions*, vol. 24, pp. 1-14, 2020.
- [9] G. Tiwari and R. C. S. Chauhan, "A review on inter-satellite links free space optical communication," *Indian journal of science and technology*, vol. 13, pp. 712-724, 2020.
- [10] C. Wang, Q. Zhao, J. Guo, J. Liu, and G. Chen, "The contribution of intersatellite links to BDS-3 orbit determination: Model refinement and comparisons," *Navigation*, vol. 66, pp. 71-82, 2019.
- [11] M. Toyoshima, "Recent trends in space laser communications for small satellites and constellations," *Journal of Lightwave Technology*, vol. 39, pp. 693-699, 2020.
- [12] G. Curzi, D. Modenini, and P. Tortora, "Large constellations of small satellites: A survey of near future challenges and missions," *Aerospace*, vol. 7, p. 133, 2020.
- [13] I. Sanad, Z. Vali, and D. G. Michelson, "Statistical Classification of Remote Sensing Satellite Constellations," in *2020 IEEE Aerospace Conference*, 2020, pp. 1-15.
- [14] T. Vergoossen, S. Loarte, R. Bedington, H. Kuiper, and A. Ling, "Modelling of satellite constellations for trusted node QKD networks," *Acta Astronautica*, vol. 173, pp. 164-171, 2020.

- [15] T. Savitri, Y. Kim, S. Jo, and H. Bang, "Satellite constellation orbit design optimization with combined genetic algorithm and semianalytical approach," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2017, 2017.
- [16] H. Gerçekcioğlu, "Performance of annular beams in weak atmospheric turbulence for satellite laser communications," *Optics Communications*, vol. 439, pp. 233-238, 2019.
- [17] Y. Ata, Y. Baykal, and M. C. Gökçe, "BER performance of M-ary pulse position modulated communication systems in anisotropic non-Kolmogorov turbulent atmosphere," *Waves in Random and Complex Media*, vol. 32, pp. 936-946, 2022.
- [18] N. K. Lyras, C. I. Kourogorgas, and A. D. Panagopoulos, "Scintillation due to atmospheric turbulence on optical GEO and MEO satellite links: Time series synthesizer for system level simulations," *International Journal of Satellite Communications and Networking*, 2020.
- [19] H. Singh and A. S. Sappal, "Moment-based approach for statistical and simulative analysis of turbulent atmospheric channels in FSO communication," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 11296-11317, 2019.
- [20] M. Yasser, T. Ismail, and A. Ghuniem, "FSO Communication with Nonzero Boresight and Jitter over Málaga Atmospheric Turbulence," in *2020 22nd International Conference on Transparent Optical Networks (ICTON)*, 2020, pp. 1-5.
- [21] B. R. Elbert, *The satellite communication applications handbook*: Artech house, 2004.
- [22] B. Elbert, *The satellite communication ground segment and earth station handbook*: Artech House, 2014.
- [23] S. D. Ilcev, *Global Mobile Satellite Communications: For Maritime, Land and Aeronautical Applications*: Springer Science & Business Media, 2005.
- [24] G. Maral and M. Bousquet, "Satellite Communications Systems: Systems, Techniques and Technology," 2020.
- [25] R. AUSTIN, M. CRUZ, and J. FRENCH, "System design concepts and requirements for aeroassisted orbital transfer vehicles," in *9th Atmospheric Flight Mechanics Conference*, ed.
- [26] S. Cornara, T. W. Beech, M. Belló-Mora, and G. Janin, "Satellite constellation mission analysis and design," *Acta Astronautica*, vol. 48, pp. 681-691, 2001.
- [27] J. E. Draim, "Three-and four-satellite continuous-coverage constellations," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 8, pp. 725-730, 1985.

- [28] T. J. Lang and W. S. Adams, "A comparison of satellite constellations for continuous global coverage," in *Mission design & implementation of satellite constellations*, ed: Springer, 1998, pp. 51-62.
- [29] G. B. Palmerini, "Hybrid configurations for satellite constellations," in *Mission Design & Implementation of Satellite Constellations*, ed: Springer, 1998, pp. 81-89.
- [30] G. Dutruel-Lecohier and M. B. Mora, "Orion—A Constellation Mission Analysis Tool," in *Mission Design & Implementation of Satellite Constellations*, ed: Springer, 1998, pp. 373-393.
- [31] H. Kaushal and G. Kaddoum, "Optical communication in space: Challenges and mitigation techniques," *IEEE communications surveys & tutorials*, vol. 19, pp. 57-96, 2016.
- [32] F. Heine, H. Kämpfner, R. Czichy, R. Meyer, and M. Lutzer, "Optical inter-satellite communication operational," in *2010-MILCOM 2010 MILITARY COMMUNICATIONS CONFERENCE*, 2010, pp. 1583-1587.
- [33] R. Brown, "Optical channels. Fibers, clouds, water and the atmosphere," ed: Taylor & Francis, 1989.
- [34] K. Shaik, "Atmospheric propagation effects relevant to optical communications," 1988.
- [35] X. Zhu and J. M. Kahn, "Free-space optical communication through atmospheric turbulence channels," *IEEE Transactions on communications*, vol. 50, pp. 1293-1300, 2002.
- [36] U. S. C. o. E. t. t. S. Atmosphere and U. S. E. S. S. Administration, *US Standard Atmosphere, 1962: ICAO Standard Atmosphere to 20 Kilometers; Proposed ICAO Extension to 32 Kilometers; Tables and Data to 700 Kilometers*: US Government Printing Office, 1962.
- [37] L. C. Andrews and R. L. Phillips, "Laser beam propagation through random media," *Laser Beam Propagation Through Random Media: Second Edition*, 2005.
- [38] S. Melfi, "Remote sensing for air quality management," *Laser Monitoring of the Atmosphere*, pp. 9-28, 1976.
- [39] B. Garfinkel, "Astronomical refraction in a polytropic atmosphere," *The Astronomical Journal*, vol. 72, pp. 235-254, 1967.
- [40] R. S. Lawrence and J. W. Strohbehn, "A survey of clear-air propagation effects relevant to optical communications," *Proceedings of the IEEE*, vol. 58, pp. 1523-1545, 1970.
- [41] J. C. Owens, "Optical refractive index of air: dependence on pressure, temperature and composition," *Applied optics*, vol. 6, pp. 51-59, 1967.

- [42] M. L. Wesely and E. C. Alcaraz, "Diurnal cycles of the refractive index structure function coefficient," *Journal of Geophysical Research*, vol. 78, pp. 6224-6232, 1973.
- [43] C. A. Friehe, J. La Rue, F. Champagne, C. Gibson, and G. Dreyer, "Effects of temperature and humidity fluctuations on the optical refractive index in the marine boundary layer," *JOSA*, vol. 65, pp. 1502-1511, 1975.
- [44] P. Beckmann, "Signal degeneration in laser beams propagated through a turbulent atmosphere," *J. Res. Nat. Bureau Standards*, 69-A, vol. 629, 1965.
- [45] H. Hodara, "Laser wave propagation through the atmosphere," *Proceedings of the IEEE*, vol. 54, pp. 368-375, 1966.
- [46] W. G. Lese "Stellar Image Excursion Caused By Random Atmospheric Refraction," *Ballistic Res*, 1969.
- [47] W. Brown, "Validity of the Rytov approximation in optical propagation calculations," *JOSA*, vol. 56, pp. 1045-1052, 1966.
- [48] D. DeWolf, "Saturation of irradiance fluctuations due to turbulent atmosphere," *JOSA*, vol. 58, pp. 461-466, 1968.
- [49] J. W. Strohbehn, "Line-of-sight wave propagation through the turbulent atmosphere," *Proceedings of the IEEE*, vol. 56, pp. 1301-1318, 1968.
- [50] A. Prokhorov, F. V. Bunkin, K. Gochelashvily, and V. Shishov, "Laser irradiance propagation in turbulent media," *Proceedings of the IEEE*, vol. 63, pp. 790-811, 1975.
- [51] K. Furutsu, "Statistical theory of wave propagation in a random medium and the irradiance distribution function," *JOSA*, vol. 62, pp. 240-254, 1972.
- [52] A. Ishimaru, "Theory of optical propagation in the atmosphere," *Optical Engineering*, vol. 20, pp. 63-70, 1981.
- [53] J. Strohbehn and S. Clifford, "Polarization and angle-of-arrival fluctuations for a plane wave propagated through a turbulent medium," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 15, pp. 416-421, 1967.
- [54] A. SALEH, "An investigation of laser wave depolarization due to atmospheric transmission(Optical depolarization of laser waves due to atmospheric transmission, using geometrical optics approximation and Chernov three dimensional ray statistics model)," 1967.
- [55] I. Sreenivasiah and A. Ishimaru, "Plane Wave Pulse Propagation through Atmospheric Turbulence at mm and Optical Wavelengths," WASHINGTON UNIV SEATTLE DEPT OF ELECTRICAL ENGINEERING1974.

- [56] C. Liu, A. Wernik, and K. Yeh, "Propagation of pulse trains through a random medium," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 22, pp. 624-627, 1974.
- [57] H. T. Yura and W. G. McKinley, "Optical scintillation statistics for IR ground-to-space laser communication systems," *Applied optics*, vol. 22, pp. 3353-3358, 1983/11/01 1983.
- [58] E. J. McCartney, "Optics of the atmosphere: scattering by molecules and particles," *New York*, 1976.
- [59] R. H. Pantell and H. E. Puthoff, *Fundamentals of quantum electronics*: John Wiley & Sons, 1969.
- [60] L. Elterman, *Atmospheric attenuation model, 1964, in the ultraviolet, visible, and infrared regions for altitudes to 50 km*: Air Force Cambridge Research Laboratories, Office of Aerospace Research ..., 1964.
- [61] G. Mooradian, M. Geller, L. Stotts, D. Stephens, and R. Krautwald, "Blue-green pulsed propagation through fog," *Applied optics*, vol. 18, pp. 429-441, 1979.
- [62] S. Arnon, "Optical wireless communications," *Encyclopedia of Optical Engineering*, vol. 2, pp. 1866-1886, 2003.
- [63] N. S. Kopeika, *A system engineering approach to imaging* vol. 38: SPIE press, 1998.
- [64] S. Arnon, N. S. Kopeika, D. Kedar, A. Zilberman, D. Arbel, A. Livne, M. Guelman, M. Orenstain, H. Michalik, and A. Ginati, "Performance limitation of laser satellite communication due to vibrations and atmospheric turbulence: down-link scenario," *International Journal of Satellite Communications and Networking*, vol. 21, pp. 561-573, 2003.
- [65] H. Chenina, D. Benatia, and M. H. Boulakroune, "New modeling approach of laser communication in constellation and through atmospheric disturbances," *Bulletin of Electrical Engineering and Informatics*, vol. 10, pp. 2088-2099, 2021.
- [66] S. Arnon, S. Rotman, and N. S. Kopeika, "Beam width and transmitter power adaptive to tracking system performance for free-space optical communication," *Applied optics*, vol. 36, pp. 6095-6101, 1997.
- [67] D. Bushuev, D. Kedar, and S. Arnon, "Analyzing the Performance of a NanosatelliteCluster-Detector Array Receiverfor Laser Communication," *Journal of Lightwave Technology*, vol. 21, p. 447, 2003.
- [68] M. Gubergrits, R. E. Goot, U. Mahlab, and S. Arnon, "Adaptive power control for satellite to ground laser communication," *International Journal of Satellite Communications and Networking*, vol. 25, pp. 349-362, 2007.



- [69] A. K. Majumdar, "Free-space laser communication performance in the atmospheric channel," *Journal of Optical and Fiber Communications Reports*, vol. 2, pp. 345-396, 2005.
- [70] B. R. Strickland, M. J. Lavan, E. Woodbridge, and V. Chan, "Effects of fog on the bit-error rate of a free-space laser communication system," *Applied optics*, vol. 38, pp. 424-431, 1999.
- [71] S. G. Lambert, *Laser communications in space / Stephen G. Lambert and William L. Casey*. Boston: Artech House, 1995.
- [72] R. H. Kingston, *Optical sources, detectors, and systems: fundamentals and applications*: Academic Press, 1995.
- [73] H. Chen, T. Yang, L. Wang, Z. Zhang, X. Chen, and Y. Zhan, "A shared local oscillator spatial diversity PM-CO-OFDM systems based on group timing synchronization and diversity branch phase correction in satellite-to-ground optical communications," *Optics Communications*, vol. 479, p. 126468, 2021.
- [74] A. U. Chaudhry and H. Yanikomeroglu, "Free space optics for next-generation satellite networks," *IEEE Consumer Electronics Magazine*, vol. 10, pp. 21-31, 2020.
- [75] G. Purohit, P. Sharma, and R. Sharma, "Filamentation of laser beam and suppression of stimulated Raman scattering due to localization of electron plasma wave," *Journal of Plasma Physics*, vol. 78, pp. 55-63, 2012.
- [76] S. Arnon, S. R. Rotman, and N. S. Kopeika, "Performance limitations of a free-space optical communication satellite network owing to vibrations: heterodyne detection," *Applied optics*, vol. 37, pp. 6366-6374, 1998.
- [77] S. Arnon and A. Sason, "Enhanced ATM for satellite laser communication networks," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 35, pp. 1071-1076, 1999.
- [78] S. Arnon and N. S. Kopeika, "Laser satellite communication network-vibration effect and possible solutions," *Proceedings of the IEEE*, vol. 85, pp. 1646-1661, 1997.
- [79] S. Arnon, S. Rotman, and N. Kopeika, "Optimum transmitter optics aperture for satellite optical communication," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 34, pp. 590-596, 1998.
- [80] C.-C. Chen and C. S. Gardner, "Impact of random pointing and tracking errors on the design of coherent and incoherent optical intersatellite communication links," *IEEE Transactions on communications*, vol. 37, pp. 252-260, 1989.

- [81] M. A. Khalighi and M. Uysal, "Survey on free space optical communication: A communication theory perspective," *IEEE communications surveys & tutorials*, vol. 16, pp. 2231-2258, 2014.
- [82] W. C. Yang and S. Yao, "A Multi-path Routing Algorithm based on Ant Colony Optimization in Satellite Network," in *2021 IEEE 2nd International Conference on Big Data, Artificial Intelligence and Internet of Things Engineering (ICBAIE)*, 2021, pp. 139-144.
- [83] X. Qi, B. Zhang, and Z. Qiu, "A distributed survivable routing algorithm for mega-constellations with inclined orbits," *IEEE Access*, vol. 8, pp. 219199-219213, 2020.
- [84] X. Sun and S. Cao, "A routing and wavelength assignment algorithm based on two types of LEO constellations in optical satellite networks," *Journal of Lightwave Technology*, vol. 38, pp. 2106-2113, 2020.
- [85] H. Tao and D. Wang, "An Efficient Multipath Routing Algorithm Based on LEO Satellite Networks," *Available at SSRN 4148452*, 2022.
- [86] T. Kashiwase and K. Kodeki, "Design and evaluation of a vibration isolator for inter satellite laser communications," in *CRL international Topical Workshop on Space laser communication-current status and future perspectives*, pp. 191-194.