

Contribution à la modélisation des sources de vibration dans les satellites lasers

Hachemi CHENINA ^{1,*}, M'Hamed BOULAKROUNE ¹, Djamel BENATIA ²

¹ Univ Ouargla, Fac. des Nouvelles Technologies de l'Information et de la Communication, Dépt. d'Électronique et des Télécommunications, Ouargla 30 000, Algérie

² Univ. Batna, Fac. des Sciences de l'Ingénieur, Dépt. d'Electronique, Batna 05000, Algérie

*E-mail : chenina31@yahoo.fr

ABSTRACT: The aim of this paper is to develop a mathematical model to adapt the telescope aperture transmitter and system gain with the variations of the amplitudes of vibration in Laser satellites. Indeed, the use of optical radiation as an information carrier between satellites generates an angle of very narrow beam divergence due to the large distance between the satellites. Pointing from one satellite to the other becomes complicated because of the scoring system caused by two vibration sources: internal and external. The results show that to obtain a minimum BER (Bit Error Rate) dispelling the minimum possible power requires the use of a very narrow laser beam having a very shallow angle divergence. In addition, a system with an optimized telescope aperture transmitter provides more efficient results compared to the standard system.

KEYWORDS; Optical Communication, Satellites Network, Laser Satellites, Vibrations' Sources, Pointing System

RÉSUMÉ : Le but de cet article est le développement d'un modèle mathématique qui permet d'adapter l'ouverture du télescope émetteur et le gain du système avec les variations des amplitudes de vibrations dans les satellites Laser. En effet, l'utilisation d'un rayonnement optique en tant que porteur d'information entre les satellites engendre un angle de divergence de faisceau très étroit en raison de la grande distance entre les satellites. Le pointage d'un satellite à l'autre devient compliqué à cause du système de pointage provoqué par deux sources de vibrations : internes et externes. Les résultats montrent que pour l'obtention d'un B.E.R (Bit Error Rate) minimal en dissipant le minimum de puissance possible exige l'utilisation d'un faisceau laser très étroit ayant un angle de divergence très faible. De plus, un système ayant une ouverture du télescope émetteur optimisée donne des résultats plus performants par rapport au système standard.

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

1. Introduction

Communiquer l'information d'un endroit à un autre est un objectif alléchant. Une manière pour atteindre cet objectif est de réaliser un réseau de satellites qui couvre tout le globe. Dans ce procédé, l'information est transmise à partir du sol vers le satellite le plus proche au-dessus et ensuite se propage entre les satellites vers le satellite au-dessus de la destination. Ce dernier satellite transmet ensuite l'information vers la destination finale. L'utilisation du lien inter satellite optique a quelques avantages par rapport à l'utilisation de la propagation des ondes hertziennes à savoir une bande passante gigantesque, une grande immunité contre les interférences et moins d'encombrement. L'inconvénient principal des liens optiques entre les satellites est le système complexe de pointage [1-4].

La complexité du système de pointage est la nécessité de pointer un satellite à un autre séparé par une distance de plusieurs dizaines de milliers de kilomètres avec un angle de divergence de faisceau de quelques microradians lorsque les satellites se déplacent. Le système de pointage compense le mouvement des satellites en utilisant les données éphéméride connues. Les vibrations du faisceau transmis dans le plan de réception diminuent le signal reçu. La diminution du signal augmente le taux d'erreur bit (BER). Dans les réseaux satellitaires optiques, le problème est plus compliqué parce que tous les satellites vibrent continuellement au hasard [5]. Les solutions à ces vibrations se résument dans l'augmentation de la puissance de l'émetteur ainsi qu'à l'utilisation d'un système de

pointage plus compliqué. Pour cela nous devons choisir un modèle qui adapte les paramètres du système tel que la puissance de transmission, la bande passante et le gain de télescope avec le niveau de vibration [2].

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

2. Lien inter satellite (ISL)

Le lien inter-satellites est une connexion directe entre deux satellites dans l'espace. Le but principal d'employer ISLs dans un système de communication par satellite est l'accomplissement d'une connectivité plus souple [6], il est utilisé pour assurer la liaison entre les stations terrestres de la zone de couverture d'un satellite et celles de la zone de couverture d'un autre satellite, lorsqu'aucun des deux satellites ne réussit à couvrir toute la zone [7]. Le premier lien inter satellite a été réalisé en janvier 1975 entre les deux satellites Oscar 6 et Oscar 7 [8]. Il y a généralement deux types de lien inter satellite : l'intra plan et l'inter plan. Le premier est utilisé pour connecter deux satellites sur la même orbite. Le second pour connecter des satellites sur des orbites adjacentes [9]. La figure 1 montre un schéma simplifié de ce concept.

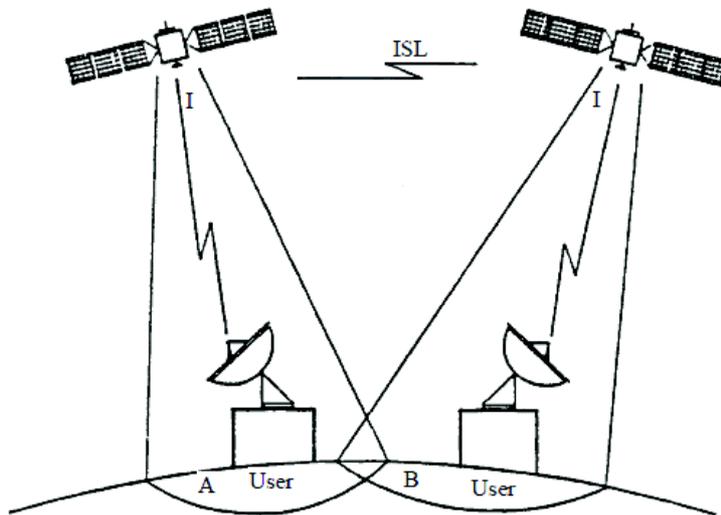


Figure 1 : Lien inter satellite (ISL)

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

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

3.1. Schéma de l'émetteur et du récepteur

Dans cette partie on définit les éléments de base de l'émetteur et du récepteur dans les réseaux de communication optique dans les satellites pour deux systèmes de modulation. Les figures 2 et 3 décrivent un schéma simple pour un émetteur et un récepteur PPM (Pulse Position Modulation) et OOK (On-Off Keying).

Le model de l'émetteur (figure 2) comporte : un émetteur laser, un télescope à éléments en phase (telescope phased array), une unité de contrôle et un générateur de vibrations aléatoires. Le modèle du récepteur (figure 3) comporte : un télescope, un filtre passe bande optique, un amplificateur optique un deuxième filtre passe bande optique, une photodiode, un filtre électrique et un circuit de décision [1,4].

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

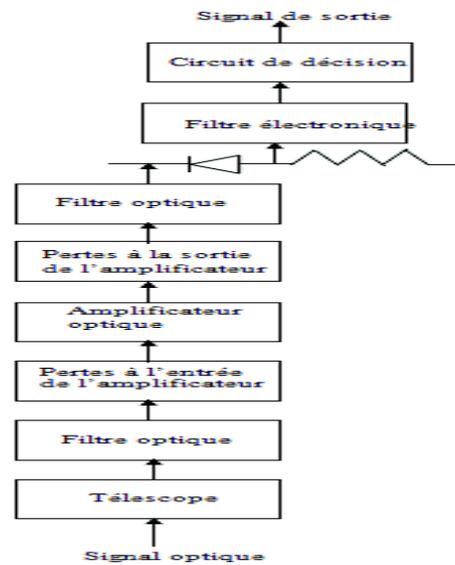
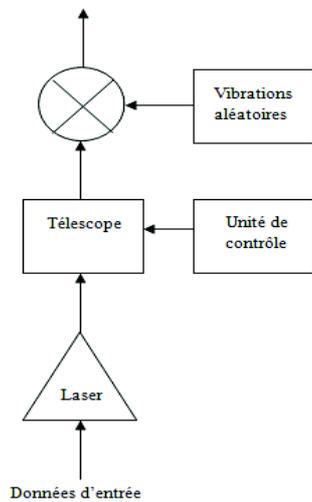


Figure 2 : Schéma de l'émetteur OOK ou PPM.

Figure 3 : Schéma du récepteur OOK ou PPM

3.2. Schéma du système de poursuite

Pour établir une communication optique entre deux satellites, la ligne de visée doit être alignée durant tout le temps de la communication [4]. Pour réaliser cette condition, le satellite utilise les données éphémérides (la position du satellite en fonction de l'équation de l'orbite) pour un pointage exact, et un système de poursuite pour un pointage fin [5]. La méthode de base pour la poursuite entre satellite inclus l'utilisation d'un signal lumineux sur le premier satellite et un quadrant détecteur ainsi qu'un système de poursuite sur l'autre satellite. L'angle d'élévation fine, et l'angle azimutal du système de pointage évaluent la direction de pointage à partir du signal de sortie du quadrant détecteur. Dans la figure 4, on peut voir les composantes d'un système de poursuite. Les radiations laser du satellite émetteur sont reçues par le télescope du satellite récepteur. Ce dernier les concentre dans le quadrant détecteur. L'unité de contrôle et de pointage calculent la direction de pointage du satellite en fonction du signal du quadrant détecteur.

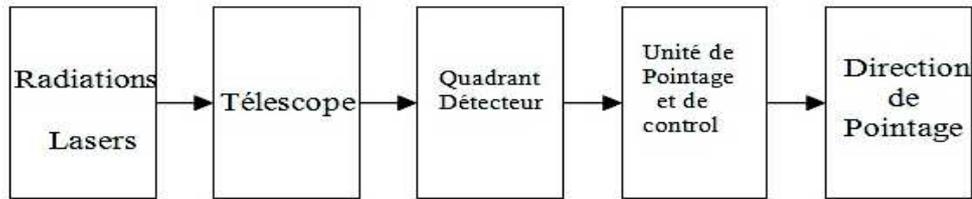


Figure 4 : Schéma d'un système de poursuite

4. Les sources de vibrations

On peut diviser les sources de vibrations qui influent sur la performance de communication satellitaire en deux sources ; sources internes et sources externes.

4.1. Sources externes

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

- La pression de la radiation solaire.
- La dilatation et le rétrécissement de la structure du satellite à cause des variations des températures.
- L'impact des micro-météores.
- L'attraction du soleil, de la lune, de la terre et des autres corps célestes.
- Asymétrie de l'attraction terrestre.
- Ellipticité d'orbite.
- Effets des conditions initiales.
- Le champ de la gravité central de la terre.
- Les forces élastiques de traction et de flexion [3, 5, 11].

4.2. Sources internes

Les opérations de sous system de satellite causent des vibrations de télescope [3, 11], parmi ces sources de vibrations on peut citer :

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

5. Le modèle des vibrations

A cause des vibrations, le faisceau laser du satellite émetteur vibre, cela dégrade les performances du système de communication. Le modèle statistique des vibrations provient des sources de vibrations. Deux modèles simples sont utilisés : Le modèle de Rayleigh et le modèle de Gauss. Le modèle de Rayleigh est utilisé souvent lorsque le bruit de poursuite est le bruit dominant [1, 2, 12]. L'erreur dans l'angle d'élévation suit une loi de distribution normale avec une densité de probabilité donnée par l'équation :

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

Où

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

θ_v : L'angle d'élévation.

L'erreur dans l'angle azimut suit une loi de distribution normale avec une densité de probabilité donnée par l'équation suivante [12] :

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

σ_H : L'écart type de l'angle azimut.

θ_H : L'angle azimut.

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

$$\theta = \sqrt{\theta_H^2 + \theta_V^2} \tag{3}$$

L'erreur dans l'angle de pointage radial suit le modèle de Rayleigh dont la densité de probabilité est donnée par l'équation :

$$f(\theta) = \frac{\theta}{\sigma_\theta^2} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2}\right) \tag{4}$$

Le modèle de Gauss est utilisé souvent lorsqu'on analyse le système avec des impacts mécaniques. La plupart des impacts mécaniques sont répercutés sur les sous-systèmes internes du satellite. La densité de probabilité normale est donnée par la référence [1] :

$$f(\theta) = (2\pi\sigma_\theta^2)^{0.5} \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_\theta^2}\right) \tag{5}$$

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

$$\sigma_\theta^2 = \frac{1}{SF^2 \cdot SNR} \tag{6}$$

Où :

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

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

6. Modèle des équations

La puissance optique reçue par le satellite récepteur P_R est donnée par l'équation suivante [1, 2, 12] :

$$P_R = K \cdot L \tag{7}$$

Le facteur K est défini par l'équation suivante :

$$K = \eta_T \cdot \eta_R \left(\frac{\lambda}{4\pi Z}\right)^2 \cdot G_R \cdot G_T \cdot P_T \tag{8}$$

Où :

λ : la longueur d'onde ;

P_T : la puissance optique émise ;

Z : la distance entre les satellites ;

η_T : le rendement quantique de l'émetteur ;

η_R : le rendement quantique du récepteur ;

G_R : le Gain du récepteur, définit par l'équation :

$$G_R = \left(\frac{\pi \cdot D_R}{\lambda}\right)^2 \tag{9}$$

D_R : l'ouverture du télescope récepteur.

G_T : le gain du télescope émetteur donné par :

$$G_T = \left(\frac{\pi \cdot D_T}{\lambda}\right)^2 \tag{10}$$

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

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

$$L = \exp(-G_T \cdot \theta^2) \tag{11}$$

Où

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

Le facteur du gain F_G est donné par la relation :

$$F_G = \left(\frac{\pi D_T^2}{4 \lambda} \right)^2 \quad (12)$$

tel que :

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

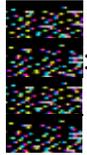
$$G_{T0} = \left(\frac{\pi D_{T0}}{\lambda} \right)^2 \quad (13)$$

7. Modèle de performances

Nous supposons que le récepteur comprend un photo-détecteur en mode de détection directe [12], avec un schéma de modulation OOK. Dans ce cas le BER est :

$$BER \approx \frac{1}{2} \int_0^\infty \left(1 - \operatorname{erf} \left(\frac{R \cdot P_1(\theta) - P_0(\theta)}{\sqrt{2} \cdot (\sigma_1(\theta) - \sigma_0(\theta))} \right) \right) \cdot f(\theta) d\theta \quad (14)$$

Où



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

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

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

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

R : le coefficient de conversion du photo-détecteur.

La fonction d'erreur est donnée par :

$$\operatorname{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \cdot \int_0^x \exp(-y^2) dy \quad (15)$$

Afin de simplifier l'équation (14), nous faisons les deux approximations suivantes :

- 1- Le signal de réception 0 est égal à zéro : $P_0(\theta)=0$
- 2- Le rapport entre l'écart-type pour la réception 1 et 0 est constant et est décrit par :

$$H = \sigma_1(\theta) / \sigma_0(\theta) \quad (16)$$

Sous les approximations ci-dessus et en tenant compte des équations 4 ,7 et 12, le BER peut être exprimée sous une forme plus simple :

$$BER \approx 0.5 - \frac{1}{\sqrt{\pi}} \int_0^\infty \left[\int_0^{(Q \cdot F_G \cdot \exp(-G_T \theta^2 F_G))} \exp(-y^2) dy \right] \frac{\theta}{\sigma_0^2} X \exp\left(-\frac{\theta^2}{2\sigma_0^2}\right) d\theta \quad (17)$$

Où

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

Après des simplifications et calculs avancés on obtient l'expression de l'ouverture optimale du télescope émetteur en fonction du rapport signal sur bruit :

$$D_T = 1.11 \cdot \left(\left(\frac{SF}{Q} \right)^2 \cdot \left(\frac{SNR}{G_{T0}} \right) \right)^{\frac{1}{6}} \cdot D_{T0} \quad (18)$$

8. Résultats et discussion

La figure 5 représente les amplitudes des vibrations en fonction du rapport signal sur bruit SNR.

On remarque que les amplitudes des vibrations varient inversement avec le rapport SNR du système, la puissance du bruit augmente, ce qui démunie d'une part le rapport SNR du système et augmente les amplitudes des vibrations du faisceau laser émis dans le plan récepteur d'autre part.

La figure 6 représente les variations de l'ouverture du télescope émetteur D_T en fonction des variations du rapport signal sur bruit du système.

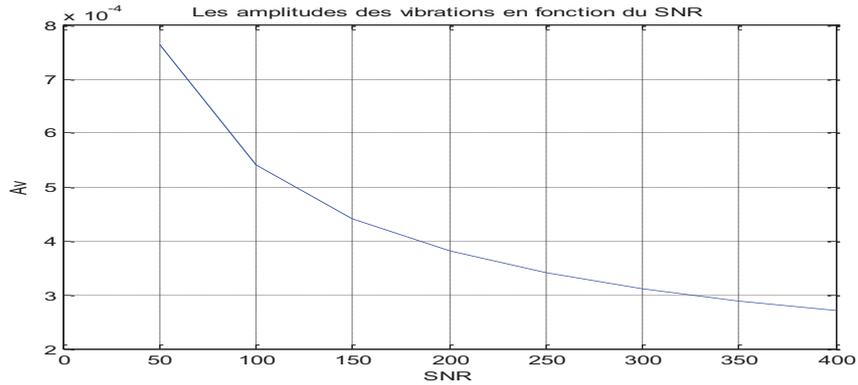


Figure 5 : Les amplitudes des vibrations en fonction de SNR

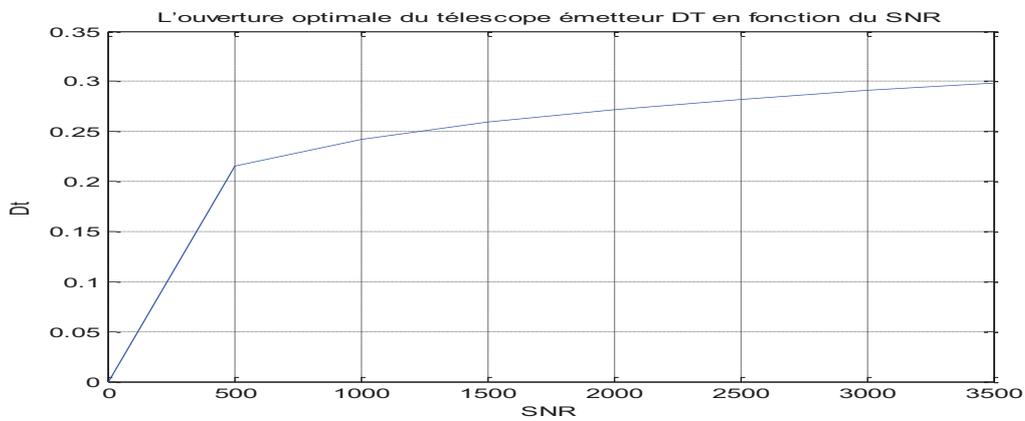


Figure 6 : L'ouverture optimale du télescope émetteur D_T en fonction du SNR

On remarque que l'ouverture du télescope émetteur D_T varie proportionnellement avec le SNR pour s'adapter aux variations de ce rapport.

La figure 7 représente les variations de l'ouverture du télescope émetteur D_T en fonction des amplitudes de vibrations.

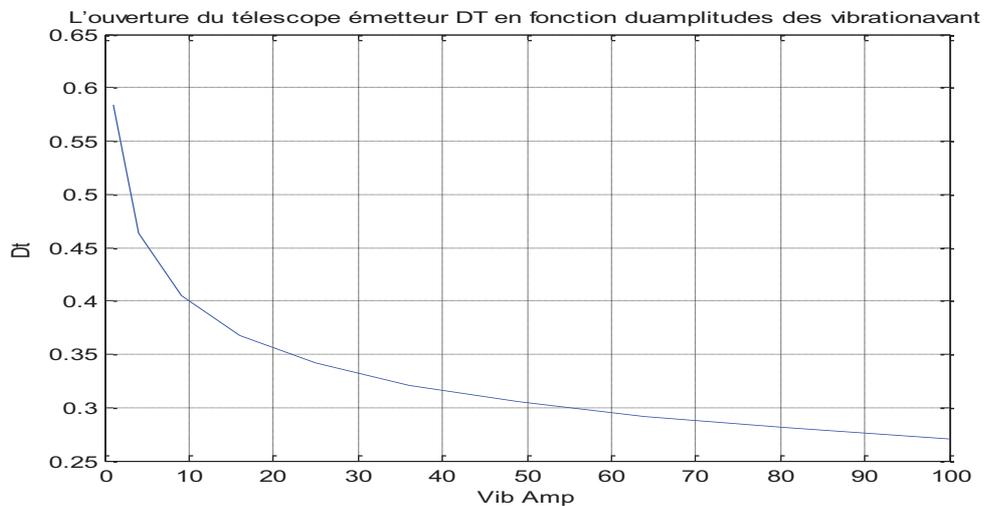


Figure 7: L'ouverture optimale du télescope émetteur D_T en fonction des amplitudes des vibrations.

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

La figure 8 représente les variations du facteur du gain F_G en fonction des amplitudes de vibrations.

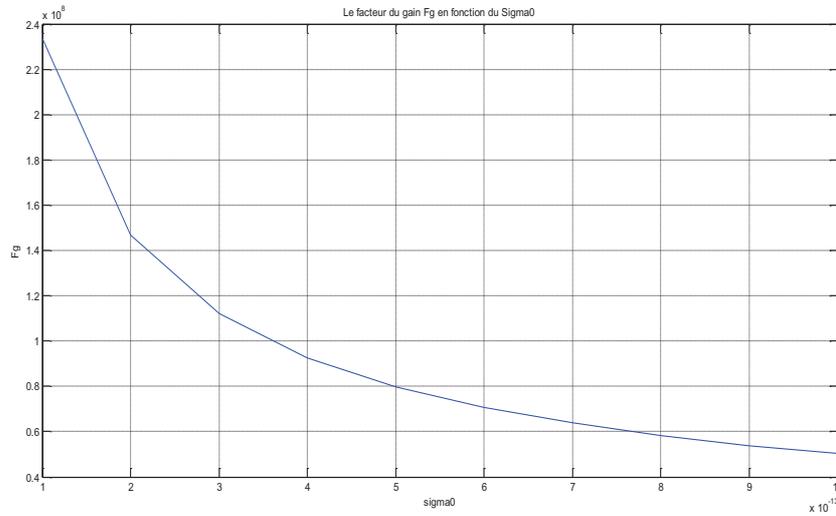


Figure 8: Le facteur du gain F_G en fonction des amplitudes des vibrations.

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

La figure 9 représente les variations du facteur du gain optimal F_G qui est défini comme le rapport entre G_T (le gain du télescope émetteur adapté aux amplitudes des vibrations) et G_{T0} (le gain du télescope émetteur non adapté aux amplitudes des vibrations) en fonction du rapport signal sur bruit SNR du système.

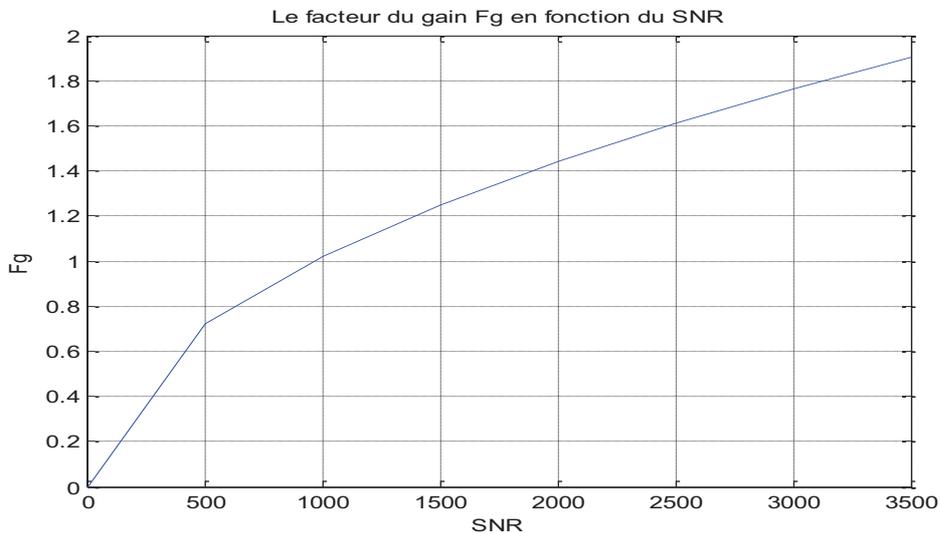


Figure 9 : Le facteur du gain optimal F_G en fonction de SNR.

Le facteur de gain optimal F_G du système adaptative variant de 0.94 à 2.02 à cause du changement dans le système de poursuite et le SNR varie proportionnellement ; donc le système de poursuit aide à améliorer la performance de communication.

La figure 10 représente les variations de k_{optimal} en fonction de S .

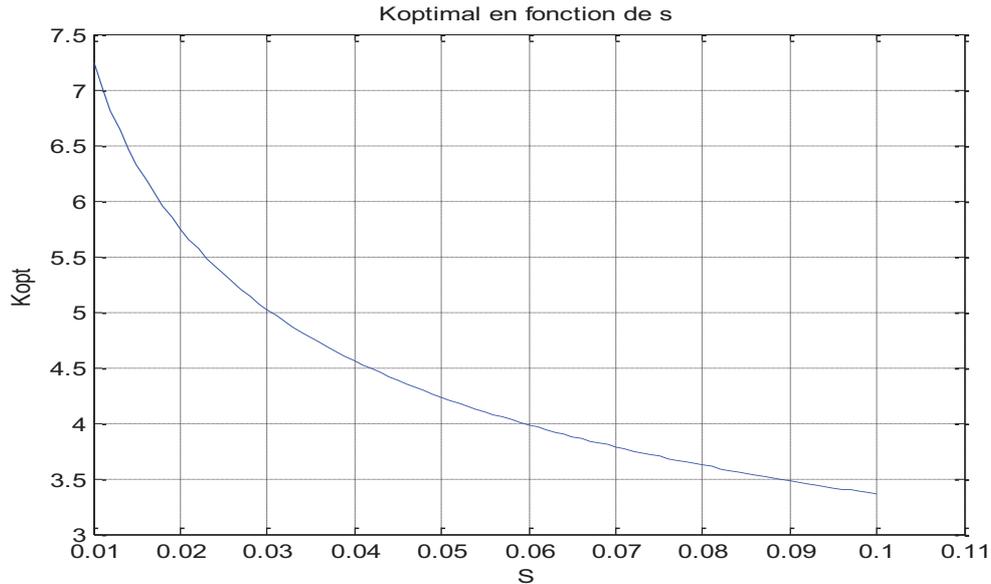


Figure 10 : Variation de k_{optimal} en fonction de S

On constate que pour des valeurs S variant entre 0.01 et 0.1 , le facteur K_{optimal} varie inversement entre 3 et 7.

9. Conclusion

La communication optique par les satellites laser offre plusieurs avantages par rapport la communication par satellites standards, mais la principale difficulté rencontrée dans de tels satellites, est ce que les satellites lasers souffrent continuellement des vibrations du faisceau laser émis à cause des différentes sources internes et externes environnantes ; c'est ce qui fait dégrader la qualité de la communication. Afin de réduire les effets de ces vibrations et améliorer la qualité de la communication, plusieurs mesures ont été prises.

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

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

Références

- [1] S. Arnon and N. S. Kopeik ; Performance limitations of free-space optical communication satellite networks due to vibrations: direct detection digital mode. *Optical Engineering*, vol. **36**, no. 11, pp. 3148–3157, 1997.
- [2] S. Arnon and S. Kopeika ; Performance limitations of free-space opticalcommunication satellite networks due to vibrations—analog case. *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers*, Vol. **36** No. 1, pp 175-182, 1997.
- [3] S. Arnon ; Use of satellite natural vibrations to improve performance of free-space satellite laser communication. *Applied Optics*, Vol. **37**, No. 21, pp. 5031–5036, 1997.
- [4] S. Arnon and S. Kopeika ; Laser Satellite Communication Network Vibration Effect and Possible Solutions. *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers*, Vol. **85**, N°10 pp.1646-1661, 1997.

- [5] S. Arnon, S. Kopeika and N.S. KOPEIKA ; Bandwidth Maximization for Satellite Laser Communication», *IEEE Transaction On Aerospace and Electronic Systemes*, Vol. **35** No. 2, pp.675–682, April 1999.
- [6] M.H. hadjitheodosiou, A. Ephremides and D. Friedman ; Broadband access via satellite. Université du Maryland , College Park.
- [7] ITU (International Telecommunication Union) ; Handbook on satellite communications. 3rd Ed. Wily Interscience, 2002.
- [8] P.I. Klein and R. Soifer ;Intersatellite communication using an AMSATOSCAR 6 and AMSAT-OSCAR 7 radio amator satellites. Proc IEEE, pp.1526-1527, Oct 1975.
- [9] G. Maral and M. Bousquet ; Satellite communications systems. 5th Edition John Wiley & Sons Ltd Washington, DC, USA, 2009.
- [10] 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 Trans. Commun*, Vol. 37, pp. 252–260, Mar. 1989.
- [11] J.R. Wertz and W.J. Larson; Space Mission Analysis and Design. Space Technology Library ed: Kluwer Academic Publishers, 1991
- [12] S. Arnon, S. Rotman and N. S. Kopeika; Optimum transmitter optics aperture for satellite optical communication. *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. **34**, NO 2, pp. 590–596, 1998.