

RECOMMANDATION UIT-R SA.1156^{*,**}**Méthodes de calcul des caractéristiques statistiques
de visibilité des satellites en orbite basse**

(1995)

L'Assemblée des radiocommunications de l'UIT,

considérant

- a) l'emploi croissant de stations spatiales en orbite circulaire basse par le service de recherche spatiale, entre autres;
- b) qu'en raison des orbites utilisées par ces satellites, les brouillages causés à ces stations ou par elles, varieront en fonction du temps;
- c) que, du fait de ces variations, il convient éventuellement d'élaborer des modèles de partage dynamique des fréquences,

recommande

de prendre en considération les équations et les graphiques des Annexes 1 et 2 pour l'élaboration de modèles de partage dynamique des fréquences applicables aux satellites en orbite terrestre basse.

Annexe 1**Analyse des caractéristiques statistiques de visibilité
des satellites en orbite basse****1 Introduction**

L'emploi croissant, par le service de recherche spatiale (entre autres), de stations spatiales en orbite circulaire basse exige d'élaborer un modèle de partage dynamique des fréquences permettant de traiter les brouillages que peut causer la station spatiale comme une fonction variant avec le temps. Même pour le plus simple des modèles de partage dynamique, il faut évaluer au moins six paramètres particuliers pour définir avec précision les principales caractéristiques statistiques dépendantes du temps d'une station spatiale en orbite basse vue depuis la surface de la Terre.

* Cette Recommandation doit être portée à l'attention des Commissions d'études 8 et 9 des radiocommunications.

** La Commission d'études 7 des radiocommunications a apporté des modifications rédactionnelles à cette Recommandation en 2003 conformément à la Résolution UIT-R 44.

Ces données statistiques sont:

- le plus long temps de passage d'une station spatiale à travers le lobe principal d'une antenne au sol (voir le § 3 de la présente Annexe);
- le pourcentage de temps, sur longue durée, que passe la station spatiale dans les différentes zones de la sphère orbitale, vue depuis la station au sol.

La première caractéristique est importante, en ce sens qu'elle permet de définir la durée la plus longue, sans interruption, pendant laquelle le système récepteur au sol reçoit de la puissance de bruit de la station spatiale. Le second ensemble statistique (après convolution avec les diagrammes de rayonnement des antennes d'émission et de réception et affaiblissement dû à la distance) peut être utilisé pour établir les relations entre le brouillage et le bruit (I/N) en fonction du temps destinées au modèle de partage dynamique des fréquences. En un sens, cette relation peut ensuite être traitée selon une méthode similaire à celle qui est appliquée au calcul du rapport intensité du signal/temps à partir des statistiques relatives à la propagation atmosphérique. Toutefois, on n'a plus dans le récepteur une variation du rapport signal/bruit en fonction statistique du temps, mais une variation du rapport signal/bruit plus brouillage, en fonction statistique du temps, fondée sur les paramètres du modèle applicable à une station spatiale en orbite basse.

Les paramètres particuliers qui déterminent les caractéristiques statistiques de visibilité sur longue durée d'une station spatiale évoluant à basse altitude sur une orbite circulaire inclinée (voir la Note 1), vue depuis un système de réception à la surface de la Terre, sont les suivants:

- altitude de la station spatiale, H (km)
- inclinaison de l'orbite décrite par la station spatiale, i (degrés)
- latitude de la station au sol, La (degrés)
- pointage en azimut de l'antenne de la station au sol par rapport au nord, Az (degrés)
- pointage en site de l'antenne de la station au sol par rapport au plan horizontal de l'emplacement, El (degrés)
- surface angulaire de la région illuminée, δA .

NOTE 1 – La présente Annexe traite uniquement des orbites circulaires de satellite dont la période orbitale n'est pas un multiple pair de la période de rotation de la Terre.

Le dernier paramètre peut se prêter à plusieurs interprétations physiques différentes selon l'objet de l'analyse. Par exemple, il peut s'agir soit de la surface angulaire du lobe principal de l'antenne de la station au sol, soit d'une surface angulaire exprimée par une «ouverture» en azimut de δAz (degrés) et par une «hauteur» en site de δEl (degrés).

2 Equation de délimitation

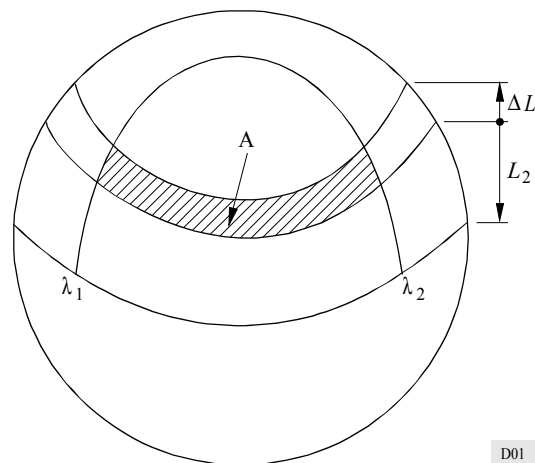
L'équation de délimitation ci-après (tirée de l'Annexe II du Rapport 684 (Genève, 1982)) peut être utilisée pour déterminer le pourcentage de temps pendant lequel un engin spatial en orbite basse restera dans certaines régions visibles de la station au sol pendant de longues périodes de temps:

$$T(\%) = \frac{\delta \lambda}{2\pi^2} \left(\sin^{-1} \left[\frac{\sin(L + \Delta L)}{\sin i} \right] - \sin^{-1} \left[\frac{\sin L}{\sin i} \right] \right) \times 100 \quad (1)$$

où:

- $L, \Delta L$: limites de latitude de la région sur la sphère orbitale (voir la Fig. 1)
- $\delta \lambda$: étendue longitudinale de la région sur la sphère orbitale comprise entre les limites de longitude λ_1 et λ_2 (voir la Fig. 1)
- i : inclinaison de l'orbite du satellite (tous les angles sont en radians).

FIGURE 1



3 Temps maximal pendant lequel un satellite reste situé à l'intérieur du faisceau d'une station au sol

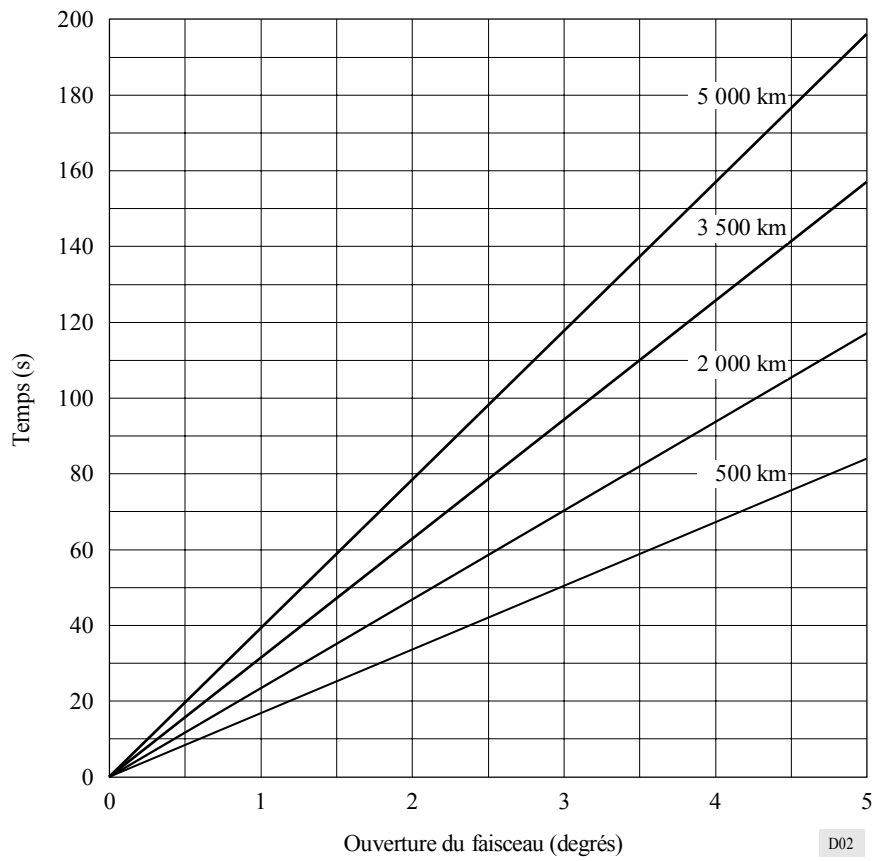
On trouvera dans le présent paragraphe des données numériques, correspondant au cas le plus défavorable, sur un aspect du partage des fréquences entre des satellites en orbite basse, inclinée. Les possibilités de partage dépendent du temps pendant lequel un satellite susceptible de créer des brouillages reste situé à l'intérieur de l'ouverture à 3 dB du faisceau de l'antenne de réception d'une station au sol. Ce paramètre est évalué pour plusieurs valeurs de l'altitude de l'orbite et pour deux valeurs extrêmes de l'angle d'élévation de l'antenne de réception. Les résultats numériques obtenus représentent une limite supérieure de la durée pendant laquelle un engin spatial situé à une altitude donnée apparaîtra à l'intérieur du faisceau d'une station au sol.

Le temps que passe un satellite dans le faisceau de l'antenne d'une station au sol est fonction de l'ouverture de ce faisceau, de son angle d'élévation et de l'altitude du satellite. Le cas le plus défavorable, c'est-à-dire celui où le satellite reste le plus longtemps à l'intérieur du faisceau, se produit lorsque la station au sol se trouve à l'équateur, avec un angle d'élévation nul et que le satellite se déplace vers l'est sur une orbite d'inclinaison nulle. Le temps que le satellite passe dans le faisceau dépend de la vitesse du satellite par rapport à celle du faisceau qui tourne avec la Terre et de la longueur de l'arc de l'orbite déterminé par le faisceau.

La durée maximale pendant laquelle un engin spatial peut demeurer dans le faisceau principal d'une antenne est indiquée dans les Fig. 2 et 3, respectivement pour des angles d'élévation d'antenne de 0° et 90° et correspond à différentes valeurs de l'altitude orbitale et de l'ouverture du faisceau.

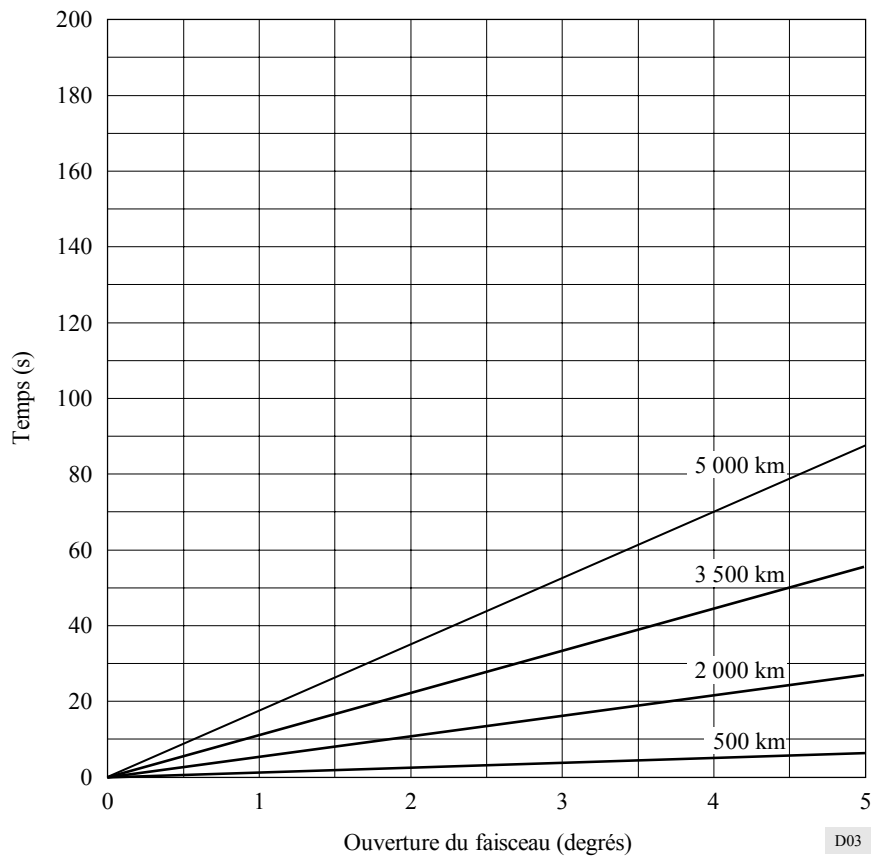
FIGURE 2

Temps maximal que le satellite passe à l'intérieur du faisceau de l'antenne en fonction de l'ouverture du faisceau, pour un angle d'élévation de 0°



D02

FIGURE 3
**Temps maximal que le satellite passe à l'intérieur du faisceau de l'antenne
 en fonction de l'ouverture du faisceau, pour un angle d'élévation de 90°**



D03

Annexe 2

Méthode de calcul des données statistiques cumulatives servant à évaluer les brouillages entre des satellites sur orbite basse et des stations au sol

1 Introduction

L'Annexe 1 décrit les facteurs qui ont une incidence sur les caractéristiques statistiques de visibilité, présente une équation de délimitation pour la détermination du pourcentage de temps pendant lequel un satellite en orbite basse occupera des régions précises de la sphère orbitale visibles depuis une station terrienne et contient des graphiques récapitulatifs donnant la durée maximale que passe un satellite en orbite basse dans certaines régions de la sphère orbitale en fonction de plusieurs paramètres. Le but de la présente Annexe est:

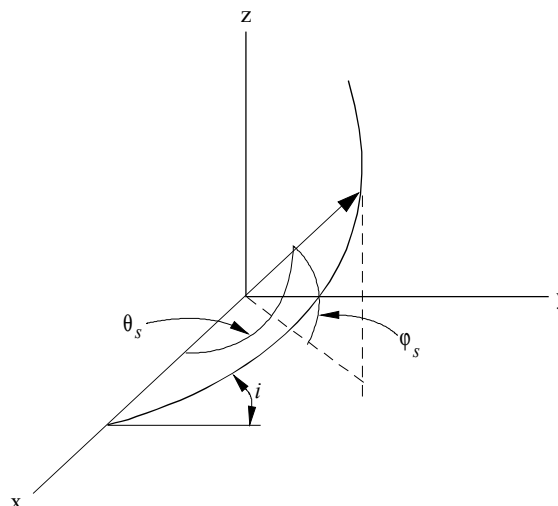
- d'établir l'expression de la fonction de densité de probabilité (fdp) d'un satellite situé à des emplacements particuliers de la sphère orbitale;
- d'illustrer de quelle façon la fdp peut être utilisée pour calculer la fdp du brouillage causé aux satellites en orbite basse par des émissions provenant de stations du service fixe (SF); et
- d'indiquer comment calculer la fdp du brouillage causé aux systèmes du SF si l'on suppose que la p.i.r.e. du satellite en orbite basse est telle qu'elle produise un profil spécifique de densité de flux de puissance à la surface de la Terre.

2 Fonction de densité de probabilité de la position d'un satellite en orbite basse sur la sphère orbitale

La position (c'est-à-dire la latitude et la longitude) d'un satellite gravitant sur la sphère orbitale par rapport à un point fixe sur la Terre est fonction de deux paramètres indépendants: la position du satellite dans son plan orbital et la longitude du point d'observation sur la Terre relative au plan orbital. La géométrie utilisée pour cette analyse est indiquée à la Fig. 4. On suppose que le satellite décrit une orbite circulaire à une altitude, h , que l'inclinaison de l'orbite plane est i et que les périodes de rotation du satellite et de la Terre ne sont pas liées directement.

FIGURE 4

Modèle géométrique simplifié d'un satellite évoluant sur une orbite circumterrestre



Le système de coordonnées indiqué à la Fig. 4 est un repère droit, géocentrique ayant comme plan x-y le plan de l'équateur, l'axe des x pointant une direction arbitraire de l'espace (habituellement le point vernal).

Dans un souci de simplification, on suppose que l'intersection du plan orbital avec le plan de l'équateur n'est autre que l'axe des x. La latitude φ_s de la position du satellite dans l'espace est donnée par:

$$\sin \varphi_s = \sin \theta_s \sin i \quad (2)$$

où θ_s est l'angle central que fait l'axe des x avec le vecteur position du satellite. Si les satellites gravitent sur des orbites circulaires, alors θ_s est une fonction linéaire du temps t , soit $\theta_s = 2\pi t/\tau$, où τ représente la période de l'orbite. L'équation (2) montre que la latitude du satellite est fonction de l'angle central θ_s et de l'inclinaison de l'orbite i .

Si l'angle central du vecteur position d'un satellite évoluant sur une orbite circulaire est échantillonné de façon aléatoire dans le temps, l'angle θ_s sera alors uniformément distribué sur l'intervalle $0-2\pi$ radians, avec pour densité de probabilité $p(\theta_s)$:

$$p(\theta_s) = \frac{1}{2\pi} \quad (3)$$

La fdp de la latitude du vecteur position du satellite peut être déterminée grâce à une technique de transformation simple issue de la théorie des probabilités. On peut montrer que, pour une variable aléatoire x de fdp $p(x)$ à laquelle on fait subir la transformation $y = g(x)$, la fdp $p(y)$ de la variable aléatoire y est de la forme:

$$p(y) = \frac{p(x_1)}{|g'(x_1)|} + \dots + \frac{p(x_n)}{|g'(x_n)|} \quad (4)$$

où:

$$g'(x) = \frac{dg(x)}{dx}$$

et x_1, \dots, x_n sont les racines réelles de l'équation $y = g(x)$.

Si l'on applique la procédure décrite ci-dessus aux équations (2) et (3), on obtient la fdp de la latitude du vecteur position du satellite dans son plan orbital:

$$p(\varphi_s) = \frac{1}{\pi} \frac{\cos \varphi_s}{\sqrt{\sin^2 i - \sin^2 \varphi_s}} \quad (5)$$

L'équation (5) représente la fonction qui serait obtenue dans le cas où la latitude du satellite serait échantillonnée de façon aléatoire un grand nombre de fois. Un examen de l'équation (5) révèle que l'expression n'est définie que pour les valeurs réelles de l'équation $|\varphi_s| \leq i$ comme on l'avait supposé. On peut également montrer que:

$$\int_{-i}^i p(\varphi_s) d\varphi_s = 1 \quad (6)$$

là aussi, comme prévu.

Pour que le satellite, observé depuis un point de référence sur la surface de la Terre, apparaisse à une longitude spécifique λ_s sur la sphère orbitale, le plan orbital doit couper la sphère orbitale à cette même longitude. La probabilité de cet événement est uniformément distribuée sur 2π radians, c'est-à-dire:

$$p(\lambda_s) = \frac{1}{2\pi} \quad (7)$$

Enfin, comme on a supposé que la période du satellite et la rotation de la Terre n'étaient pas liées directement, la fdp de la position du satellite est la probabilité combinée de ces deux événements indépendants qui s'exprime comme le produit de chaque fonction de densité de probabilité:

$$p(\varphi_s, \lambda_s) = \frac{1}{2\pi^2} \frac{\cos \varphi_s}{\sqrt{\sin^2 i - \sin^2 \varphi_s}} \quad (8)$$

La probabilité $P(\Delta\varphi, \Delta\lambda)$ pour que le satellite occupe la région sur la sphère orbitale délimitée par les latitudes $\varphi_s, \varphi_s + \Delta\varphi_s$ et longitude $\Delta\lambda_s$ a pour expression:

$$P(\Delta\varphi, \Delta\lambda) = \frac{1}{2\pi^2} \int_0^{\Delta\lambda_s} \int_{\varphi_s}^{\varphi_s + \Delta\varphi_s} \frac{\cos \varphi_s d\lambda_s d\varphi_s}{\sqrt{\sin^2 i - \sin^2 \varphi_s}} \quad (9)$$

Si l'on effectue l'intégration, on obtient:

$$P(\Delta\varphi, \Delta\lambda) = \frac{\Delta\lambda_s}{2\pi^2} \left(\sin^{-1} \left[\frac{\sin(\varphi_s + \Delta\varphi_s)}{\sin i} \right] - \sin^{-1} \left[\frac{\sin \varphi_s}{\sin i} \right] \right) \quad (10)$$

3 Fonction de densité de probabilité du brouillage causé aux satellites sur orbite basse par des émissions de systèmes du SF

La fdp du brouillage causé aux satellites en orbite basse par des émissions de systèmes du SF est fonction de la géométrie et de la fdp de la position du satellite. S'il est possible d'exprimer le brouillage au moyen d'une fonction variant avec les coordonnées (latitude et longitude relative) de la sphère orbitale visible, soit $I(\varphi_s, \lambda_s)$, alors la fdp du brouillage causé au satellite sur orbite basse $p(I)$ est donnée par la Recommandation UIT-R S.699:

$$p(I) dI = \iint_S p(\varphi_s, \lambda_s) d\varphi_s d\lambda_s \quad (11)$$

où S indique que l'intégration doit être effectuée sur le segment de la surface de la sphère orbitale pour laquelle le niveau de brouillage varie entre I et $I + dI$.

La fonction $I(\varphi_s, \lambda_s)$ est une fonction complexe dépendant d'un certain nombre de paramètres, à savoir la position de la station SF, la densité spectrale de puissance de l'émetteur, les caractéristiques de directivité du gain de l'antenne d'émission, l'azimut et l'angle d'élévation de l'antenne d'émission, l'altitude et l'inclinaison de l'orbite du satellite, la distance à laquelle se trouve le satellite, le gain de l'antenne de réception du satellite dans la direction du brouillage et la fréquence de fonctionnement. Le calcul de l'intégrale d'une fonction de cette complexité se plie plus facilement à des techniques de résolution numériques.

Les étapes de cette procédure numérique sont:

Etape 1: définir φ_s et λ_s comme des variables indépendantes sur la surface de la sphère orbitale visible.

Etape 2: définir une matrice $I(n)$ correspondant à la plage à l'examen (de la valeur maximale à la valeur minimale du brouillage ($I(\varphi_s, \lambda_s)$) où n représente le nombre d'incrémentés désirés (par exemple, des incréments de 0,25 dB) (cette matrice sera utilisée pour mémoriser la fdp différentielle).

Etape 3: évaluer $I(\varphi_s, \lambda_s)$ pour des valeurs spécifiques de φ et λ (cette valeur servira à désigner un élément spécifique n_0 dans la matrice $I(n)$).

Etape 4: calculer $p(\varphi_s, \lambda_s) d\varphi_s d\lambda_s$ et l'ajouter à la valeur mémorisée dans $I(n_0)$.

Etape 5: incrémenter φ et λ sur la surface de la sphère orbitale visible.

Etape 6: renouveler les étapes 3 à 5.

Remarquons que l'évaluation numérique de l'équation (11) revient à transformer l'intégrale en somme.

Les paramètres géométriques nécessaires à l'évaluation de $I(\varphi_s, \lambda_s)$ sont obtenus en utilisant un repère de coordonnées géocentrique identique à celui présenté à la Fig. 4. La différence principale réside dans le fait que le repère de coordonnées tourne à la même vitesse et dans la même direction que la Terre. Le plan x-y est le plan de l'équateur et l'axe des z l'axe de rotation de la Terre. La position de la station SF est supposée, pour plus de simplicité, appartenir au plan x-z. L'échelle du repère de coordonnées est normalisée au rayon de la Terre. Par conséquent, les distances calculées dans ce repère de coordonnées doivent être multipliées par le rayon de la Terre (6378 km) si l'on veut obtenir la valeur correcte. Les composantes normalisées du vecteur position \mathbf{P} de la station sont données par:

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} \cos \varphi_p \\ 0 \\ \sin \varphi_p \end{pmatrix} \quad (12)$$

où φ_p représente la latitude de la station SF.

La direction dans laquelle pointe l'antenne d'émission du SF est indiquée par un vecteur unitaire qui appartient au plan de l'horizontale locale et est déviée de la direction Nord par un angle d'azimut donné θ_{az} . Les composantes du vecteur \mathbf{U}_A dans laquelle pointe l'antenne s'expriment comme suit:

$$\mathbf{U}_A = \begin{pmatrix} \cos \varphi_r \cos \lambda_r \\ \cos \varphi_r \sin \lambda_r \\ \sin \varphi_r \end{pmatrix} \quad (13)$$

où

$$\varphi_r = \sin^{-1} (\cos \varphi_p \cos \theta_{az}) \quad (14a)$$

$$\lambda_r = \cos^{-1} \left[\frac{-\sin \varphi_p \cos \theta_{az}}{\sqrt{1 - \cos^2 \varphi_p \cos^2 \theta_{az}}} \right] \quad (14b)$$

Les valeurs de φ_s et λ_s qui délimitent la surface visible de la sphère orbitale peuvent être facilement déterminées. Les limites de φ_s sont données par:

$$\varphi_{max} = \varphi_p + \varphi_{lim}, \quad \varphi_{max} \leq i, \text{ sinon } \varphi_{max} = i \quad (15a)$$

$$\varphi_{min} = \varphi_p - \varphi_{lim}, \quad \varphi_{min} \leq i \quad (15b)$$

où:

$$\varphi_{lim} = \cos^{-1}(1/\beta)$$

$$\beta = 1 + h/r_e$$

h : altitude du satellite

r_e : rayon de la Terre.

Si $\varphi_{min} < i$, alors le satellite sur orbite basse n'est pas visible depuis la station SF.

Pour une valeur arbitraire de φ_s comprise entre les valeurs limites φ_{min} et φ_{max} , les valeurs limites de la longitude relative λ_{min} et λ_{max} sur le segment visible de la sphère orbitale sont:

$$\lambda_{max} = -\lambda_{min} = \cos^{-1} \left[\frac{\cos \varphi_{lim} - \sin \varphi_p \sin \varphi_s}{\cos \varphi_p \cos \varphi_s} \right] \quad (16)$$

Etant donné les valeurs de φ_s et λ_s comprises entre les valeurs limites établies ci-dessus, la distance qui sépare la station du satellite, ainsi que l'angle que fait la direction dans laquelle pointe l'antenne de la station SF avec celle vers le satellite, est très facilement obtenue par une analyse vectorielle. Précisément, le vecteur \mathbf{R} donnant la distance qui sépare la station du satellite s'exprime par:

$$\mathbf{R} = \mathbf{S} - \mathbf{P} \quad (17)$$

où \mathbf{P} est le vecteur position de la station SF déterminé par l'équation (12), et \mathbf{S} est le vecteur position du point échantillon correspondant à l'emplacement du satellite sur la sphère orbitale, tel que:

$$\mathbf{S} = \beta \begin{vmatrix} \cos \varphi_s \cos \lambda_s \\ \cos \varphi_s \sin \lambda_s \\ \sin \varphi_s \end{vmatrix} \quad (18)$$

La distance normalisée $|\mathbf{R}|$ est donnée par la racine carrée de la somme des carrés des composantes du vecteur \mathbf{R} vérifiant l'équation (17). L'angle hors axe qu'il fait avec le satellite est obtenu par produit scalaire du vecteur pointant dans la direction de l'antenne \mathbf{U}_A (dont les composantes normalisées sont données par l'équation (13)) et le vecteur \mathbf{R} . L'angle $\varphi_{hors\ axe}$ est:

$$\varphi_{hors\ axe} = \cos^{-1} \left[\frac{\mathbf{R} \cdot \mathbf{U}_A}{|\mathbf{R}|} \right] \quad (19)$$

La Recommandation UIT-R S.699 donne le diagramme de rayonnement de référence à utiliser dans le cas d'une antenne émettrice d'une station SF pour laquelle $D/\lambda_f < 100$ et dans le cas d'antennes pour lesquelles $D/\lambda_f > 100$, où D représente le diamètre de l'antenne et λ_f la longueur d'onde correspondant à la fréquence de fonctionnement. Le diagramme de rayonnement de référence à utiliser pour le système récepteur embarqué à bord du satellite en orbite basse sera supposé isotropique. Ces hypothèses faites:

$$I(\varphi_s, \lambda_s) = \frac{P_T G_T(\varphi_{hors\ axe}) G_R \lambda_f^2}{(4\pi R_s)^2} \quad (20)$$

où:

P_T : puissance d'émission (ou densité spectrale de puissance)

$G_T(\varphi_{hors\ axe})$: gain de l'antenne d'émission dans la direction du point échantillon de coordonnées (φ_s, λ_s)

G_R : gain de l'antenne de réception au point échantillon dans la direction de la station SF

λ_f : longueur d'onde correspondant à la fréquence de fonctionnement

R_s : distance (du même ordre de grandeur que λ_f) séparant la station SF du point échantillon (soit $|\mathbf{R}|r_e$).

Si l'on utilise la procédure décrite précédemment dans ce paragraphe, la fdp du brouillage causé à un satellite en orbite basse par des émissions d'une station SF est obtenue à partir des équations (11) et (20).

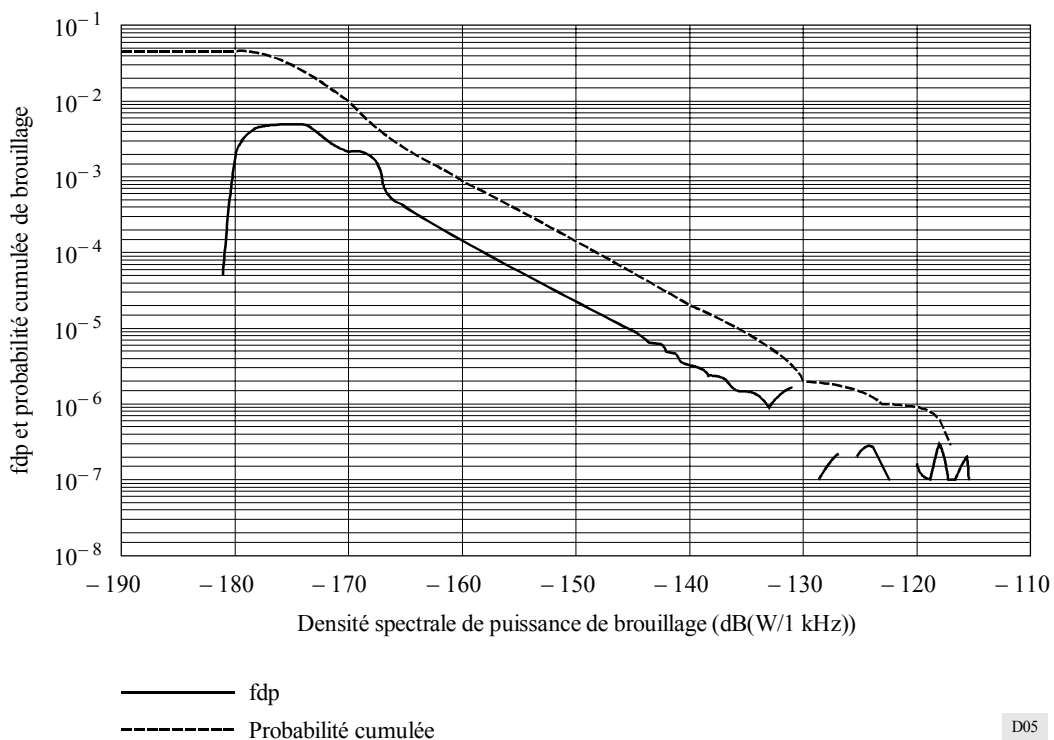
Un cas type a été évalué de manière à illustrer les résultats que l'on peut obtenir avec la procédure analytique décrite ci-dessus. On y a supposé que:

- la station SF est située à 38° de latitude Nord,
- le gain de l'antenne est de 50 dBi,
- l'angle d'azimut de l'antenne est de 90°,
- la fréquence de fonctionnement est de 2 050 MHz,
- la densité spectrale de puissance de l'émetteur à l'entrée de l'antenne est de 0 dB(W/1 kHz),
- le satellite décrit une orbite circulaire à une altitude de 800 km,
- l'inclinaison du plan orbital est de 90°,
- le satellite utilise une antenne de réception isotropique avec un gain de 0 dBi.

Les résultats de l'analyse sont indiqués à la Fig. 5. La courbe en trait plein représente la fdp du brouillage reçu par un satellite en orbite basse. La courbe en tireté donne la probabilité cumulée pour que le brouillage dépasse une valeur spécifique. La courbe en trait plein indique par exemple que la fdp d'un brouillage de l'ordre de -150 dB(W/1 kHz) est d'environ 2×10^{-5} . De même, la courbe en tireté montre que la probabilité pour que le brouillage excède -170 dB(W/1 kHz) est d'environ 1×10^{-2} , soit 1%.

FIGURE 5

Brouillage provenant d'une station à diffusion troposphérique type



4 Fonction de densité de probabilité du brouillage causé aux systèmes du SF par des émissions de satellites en orbite basse

La méthode utilisée pour calculer la fdp du brouillage causé à des stations SF par des émissions de satellites sur orbite basse est un développement mineur de la méthode décrite dans le paragraphe précédent. Dans ce cas précis, le brouillage incident au niveau de la station SF est supposé être en accord avec les valeurs de puissance surfacique déterminées en fonction de l'angle d'élévation de la station SF. Les étapes de la procédure décrite au §3 sont utilisées. Le calcul de $I(\varphi_s, \lambda_s)$ devient:

$$I(\varphi_s, \lambda_s) = \rho(\delta) G_T(\varphi_{hors\ axe}) \frac{\lambda_f^2}{4\pi} \quad (21)$$

où $\rho(\delta)$ est la densité spectrale de puissance surfacique, δ l'angle d'élévation, les autres paramètres étant définis comme précédemment. L'équation (19) est utilisée pour calculer l'angle $\varphi_{hors\ axe}$ tandis que la densité spectrale de puissance surfacique est donnée par:

$$\rho(\delta) = \begin{cases} -154 & \text{dB(W/(m}^2 \cdot 4 \text{ kHz))} & \text{pour } 0^\circ \leq \delta < 5^\circ \\ -154 + 0,5(\delta - 5) & \text{dB(W/(m}^2 \cdot 4 \text{ kHz))} & \text{pour } 5^\circ \leq \delta < 25^\circ \\ -144 & \text{dB(W/(m}^2 \cdot 4 \text{ kHz))} & \text{pour } 25^\circ \leq \delta < 90^\circ \end{cases} \quad (22)$$

L'angle d'élévation est obtenu par produit scalaire du vecteur \mathbf{R} et du vecteur position \mathbf{P} de la station SF. Compte tenu du fait que $\cos(90 - \delta) = \sin \delta$, il s'ensuit que:

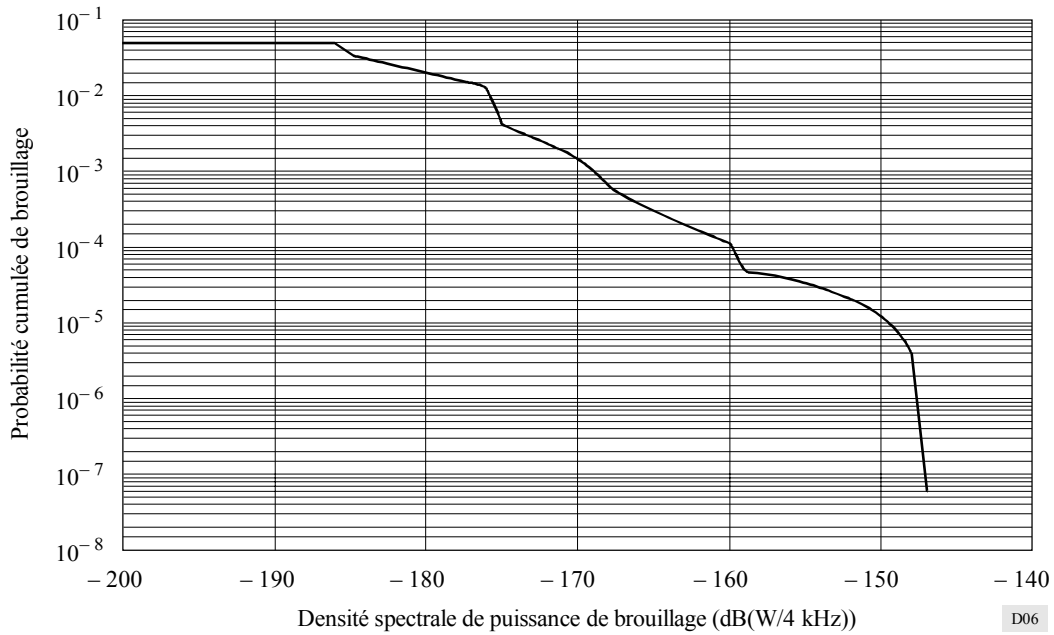
$$\delta = \sin^{-1} \left[\frac{\mathbf{R} \cdot \mathbf{P}}{|\mathbf{R}|} \right] \quad (23)$$

Un exemple a été évalué dans ce cas de brouillage. On a supposé que:

- la station SF est située à 38° de latitude Nord,
- le gain de l'antenne de réception est de 35 dBi,
- l'angle d'azimut de l'antenne est de 90°,
- la fréquence de fonctionnement est de 2 250 MHz,
- la densité spectrale de puissance surfacique incidente au niveau de la station SF est donnée par l'équation (22),
- le satellite décrit une orbite circulaire à une altitude de 800 km,
- l'angle d'inclinaison du plan orbital est de 90°.

Les résultats de l'analyse sont indiqués à la Fig. 6. La courbe en trait plein représente la probabilité cumulée pour que le brouillage dépasse une valeur particulière. La Figure montre que la probabilité pour que le brouillage excède -167 dB(W/4 kHz) est de l'ordre de 4×10^{-4} .

FIGURE 6
Brouillage causé à une station hertzienne type



5 Résumé

La présente Recommandation a présenté une expression résumée de la fdp d'un satellite occupant des emplacements particuliers sur la sphère orbitale, montré de quelle manière cette fonction peut être utilisée pour calculer les caractéristiques statistiques du brouillage causé aux satellites en orbite basse par des émissions de stations SF et illustré le calcul de la fdp du brouillage causé aux systèmes du SF dans l'hypothèse où la puissance surfacique des émissions des satellites en orbite basse respecte un profil spécifique.