

RECOMMANDATION UIT-R S.1559

Méthodes de calcul de la distribution géographique des niveaux de puissance surfacique équivalente sur la liaison descendante maximum générés par des systèmes non géostationnaires du service fixe par satellite utilisant des orbites circulaires

(Question UIT-R 236/4)

(2002)

L'Assemblée des radiocommunications de l'UIT,

considérant

- a) que les brouillages causés par des systèmes non géostationnaires (OSG) à des réseaux OSG présenteront vraisemblablement d'importantes variations géographiques et temporelles;
- b) que les distributions géographiques des niveaux de brouillage causés par des systèmes non OSG varient avec la charge de trafic, les dispositions des cellules et les configurations des constellations;
- c) que les brouillages causés par des systèmes non OSG à des réseaux OSG peuvent varier en fonction des algorithmes de planification temporelle de faisceaux associés aux systèmes non OSG;
- d) que les algorithmes de planification temporelle de faisceaux non OSG pourront vraisemblablement être adaptés de manière à répondre aux variations de charge de trafic ainsi qu'à d'autres facteurs;
- e) que les niveaux de brouillage d'origine non OSG dépendent de l'emplacement de la station au sol OSG et de l'emplacement du satellite OSG;
- f) qu'il peut être utile aux concepteurs de systèmes OSG de disposer d'informations relatives à la distribution géographique des niveaux de puissance surfacique équivalente sur la liaison descendante (epfd_↓) maximum générés par des systèmes non OSG, afin de déterminer le niveau prévu de brouillage non OSG,

recommande

- 1 que la méthode décrite dans l'Annexe 1 soit utilisée pour construire des distributions géographiques des niveaux de puissance epfd_↓ maximum générés dans une zone de couverture d'un satellite OSG par un système non OSG utilisant des orbites circulaires;
- 2 que les administrations y compris opérateurs de réseaux OSG du service fixe par satellite (SFS) utilisent l'Annexe 1 comme guide pour concevoir des liaisons pour une zone géographique donnée, en tenant compte des Notes suivantes:

NOTE 1 – On a spécifié un logiciel de validation pour vérifier la conformité d'un système non OSG aux limites de puissance epfd_↓ figurant dans l'Article 22 du Règlement des Radiocommunications (voir la Recommandation UIT-R S.1503). Ce logiciel génère des niveaux de puissance epfd_↓ censés constituer une enveloppe absolue et qui ne sont pas représentatifs de ce que seraient les niveaux générés au cours du temps par le système non OSG du SFS en exploitation.

NOTE 2 – Si on applique la méthode de l'Annexe 1 en utilisant les hypothèses et la procédure du gabarit de puissance surfacique de satellite définies dans la Recommandation UIT-R S.1503, on obtiendra une distribution géographique de l'enveloppe de la puissance epfd_↓ maximum absolue. Dans le cas où la méthode de l'Annexe 1 est appliquée à des modèles de simulation plus représentatifs d'une exploitation non OSG, il est vraisemblable que les cartes générées varient durant la durée de vie du système non OSG, en raison de la modification de paramètres d'exploitation.

ANNEXE 1

Algorithme de calcul de la distribution géographique des niveaux de brouillage $epfd_{\downarrow}$ maximum causés par des systèmes non OSG**1 Introduction**

Puisque les brouillages d'origine non OSG varient géographiquement, il serait utile que les administrations puissent quantifier ces brouillages en utilisant un logiciel susceptible d'évaluer la distribution géographique et temporelle des brouillages d'origine non OSG du SFS.

Il s'agit de représenter le niveau maximal de brouillage escompté durant la durée d'exploitation du système non OSG. Les analyses de scénarios types présentent peu d'intérêt puisque les niveaux de brouillage peuvent varier considérablement.

On peut utiliser la méthode décrite dans la présente Annexe pour générer des cartes indiquant les niveaux représentatifs de puissance de brouillage non OSG maximum pouvant être émis sur une zone terrestre quelconque. Les cartes serviront d'indications aux opérateurs de systèmes OSG pour la conception des liaisons. Elles leur permettront de disposer d'informations supplémentaires relatives à la localisation des niveaux de puissance $epfd_{\downarrow}$ maximum.

On trouvera dans la présente Annexe une méthode pour calculer la distribution géographique des niveaux de puissance $epfd$ maximum générés par des systèmes non OSG à orbite circulaire utilisant un angle d'exclusion pour la réduction du brouillage d'origine OSG. Pour ces systèmes non OSG, les niveaux de brouillage $epfd_{\downarrow}$ maximum (dans le cas d'antennes de stations au sol OSG d'au moins 3 m de diamètre) se produisent lorsque l'engin spatial non OSG est aligné ou quasi aligné avec la station au sol OSG et l'engin spatial OSG. Pour les autres systèmes non OSG, la méthode exposée dans la présente Annexe ne s'applique pas.

La puissance $epfd_{\downarrow}$ maximum est établie à partir d'une simulation informatique du système non OSG. Toutefois, puisque cette valeur est proche d'une valeur correspondant à une situation d'alignement, il n'est nécessaire de simuler qu'un petit nombre d'instantanés pour déterminer la puissance $epfd_{\downarrow}$ maximum. Seuls les points intérieurs à l'ouverture de faisceau à 10 dB de la station au sol OSG doivent être pris en considération puisque, pour ce type de systèmes non OSG, il est pratiquement certain que les valeurs hors de cette ouverture à 10 dB seront inférieures d'au moins 10 dB à la valeur de la puissance $epfd_{\downarrow}$ maximum relevée à la surface de la Terre.

La plupart des systèmes non OSG présentant des caractéristiques uniques, on ne décrit pas dans la méthode proposée la manière de simuler tel ou tel système non OSG en particulier, mais on calcule les laps de temps à simuler.

Si une résolution de 1° en longitude par 1° en latitude est suffisante pour rendre compte des variations générales des niveaux de brouillage, une résolution plus fine peut toutefois être nécessaire pour des études plus détaillées, en particulier dans le cas d'antennes plus grandes. Notons que des systèmes non OSG avec des trajectoires au sol continûment répétitives présenteront des variations de puissance $epfd_{\downarrow}$ maximum sur des zones beaucoup plus petites.

2 Principe de l'algorithme

On peut utiliser la méthode indiquée pour calculer les périodes temporelles de la simulation durant lesquelles l'engin spatial traverse une ouverture de faisceau donnée de l'antenne d'une station au sol OSG. On procède tout d'abord à une approximation linéaire par intervalles de l'intersection entre le

faisceau d'antenne de la station au sol OSG et la sphère non OSG. Pour chaque point de l'intersection, on calcule les paramètres orbitaux exacts correspondant à un engin spatial non OSG, de manière que cet engin passe par ce point lors de son orbite suivante. En comparant les paramètres orbitaux d'un engin spatial donné à ceux correspondant à chaque point de l'intersection, on peut déterminer les instants exacts de passage du satellite à travers le faisceau de l'antenne.

3 Symboles utilisés

ER:	Coordonnées de rotation de la Terre. Il s'agit d'un système orthogonal à trois dimensions ayant pour origine le centre de la Terre. L'axe z traverse le pôle Nord et l'axe x passe par le point de longitude et de latitude 0
GT:	Emplacement tridimensionnel de la station au sol OSG en coordonnées ER
G:	Emplacement tridimensionnel du satellite OSG en coordonnées ER
G_x :	Composante x du vecteur G
G_y :	Composante y du vecteur G
G_z :	Composante z du vecteur G
\sim :	Normalisation d'un vecteur (ce qui signifie que $\sim V$ est équivalent à $V / V $)
\cdot :	Opérateur de produit scalaire
\times :	Opérateur de produit vectoriel
$\text{Min}(Q_i)$:	Valeur minimale de Q_i pour toutes les valeurs de i
$\text{Max}(Q_i)$:	Valeur maximale de Q_i pour toutes les valeurs de i
A_x :	Axe x du système de coordonnées pointant de la station au sol OSG vers l'OSG
A_y :	Axe y du système de coordonnées pointant de la station au sol OSG vers l'OSG
A_z :	Axe z du système de coordonnées pointant de la station au sol OSG vers l'OSG
α :	Demi-ouverture de faisceau à -3 dB de l'antenne de la station au sol OSG
V_i :	Vecteurs formant un cône de demi-angle α et pointant suivant la direction z
W_i :	Vecteurs formant un cône de demi-angle α et pointant suivant la direction de l'OSG
Q_i :	Points d'intersection entre la sphère non OSG et les vecteurs W_i
v_0 :	Anomalie moyenne = 0
ω_0 :	Argument du périégée à l'instant initial
ω_r :	Vitesse de précession de l'argument du périégée
Ψ :	Longitude initiale
Φ_r :	Vitesse de précession de longitude du nœud ascendant
Φ_e :	Vitesse de rotation de la Terre

Ω_k :	Longitude du $k^{\text{ième}}$ passage d'un engin spatial non OSG
S :	Demi grand axe
T_{ia} :	Nombre de passages par Q_i de l'engin spatial d'essai sur son orbite ascendante
T_{id} :	Nombre de passages par Q_i de l'engin spatial d'essai sur son orbite descendante
Ψ_{ia} :	Longitude initiale des orbites croisant le point Q_i en latitude ascendante
Ψ_{id} :	Longitude initiale des orbites croisant le point Q_i en latitude descendante
t_k :	Instants où un satellite non OSG traverse le plan équatorial en trajectoire ascendante
n :	Nombre de vecteurs dans le cône.

4 Calcul de l'intersection entre un faisceau d'antenne de station terminale au sol OSG et une sphère non OSG

Sur la Fig. 1, l'ensemble de vecteurs V_i balaie un cône centré sur l'origine, avec une demi-ouverture de faisceau à -3 dB égale à α . L'axe central du cône pointe en direction de l'axe z du système de coordonnées ER.

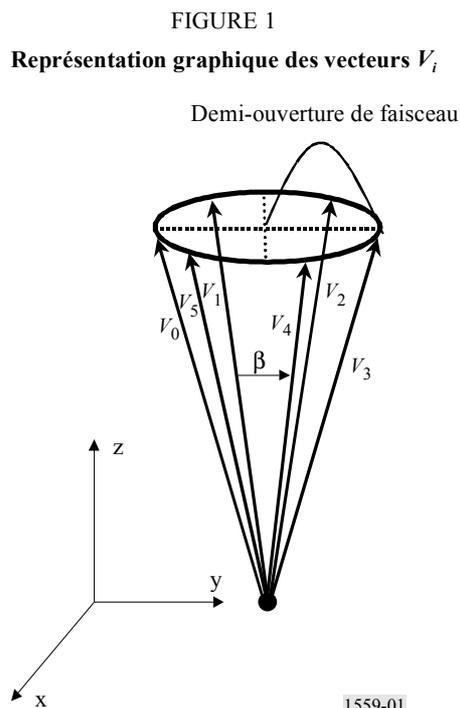
$$V_i = (\cos(\beta_i) \sin(\alpha), \sin(\beta_i) \sin(\alpha), \cos(\alpha)) \quad (1)$$

où:

$$i = 0, \dots, n$$

$$\beta_i = 2\pi i/n = \text{angle entre deux vecteurs adjacents quelconques de la Fig. 1} \quad (2)$$

α : demi-ouverture de faisceau à -3 dB.



On détermine ensuite un système de coordonnées orthogonales A_x, A_y, A_z tel que l'axe A_z pointe de la station terminale au sol OSG vers l'OSG.

$$A_z = \sim(G - GT) \tag{3}$$

$$T = (0, 0, 1) \tag{4}$$

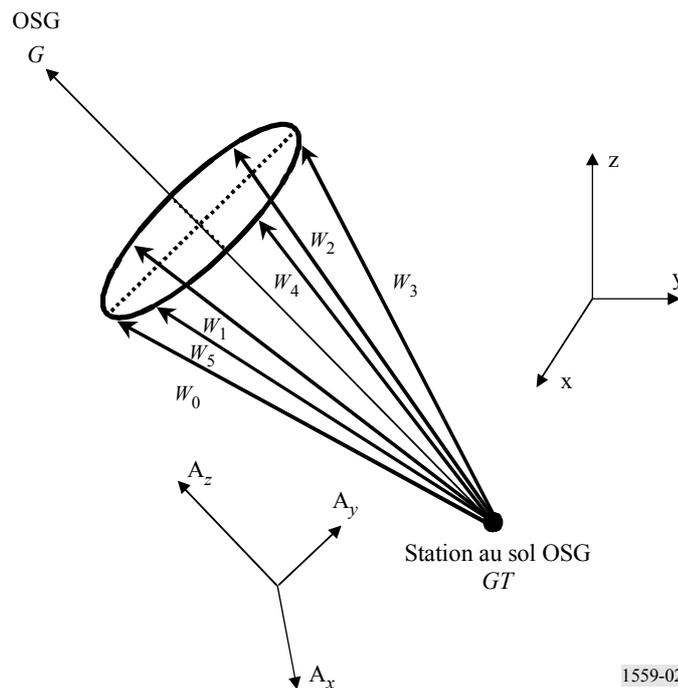
$$A_x = \sim(T \times A_z) \tag{5}$$

$$A_y = A_z \times A_x \tag{6}$$

On effectue la rotation du cône en direction de l'OSG, ce qui conduit à la détermination des vecteurs W_i indiqués sur la Fig. 2. On utilise à cet effet une simple transformation de coordonnées.

$$W_i = A_x (V_{ix}) + A_y (V_{iy}) + A_z (V_{iz}) \tag{7}$$

FIGURE 2
Représentation graphique des vecteurs W_i



1559-02

On prolonge les vecteurs W_i suivant la direction allant de GT à G , en utilisant la méthode définie par les équations (8) à (14), jusqu'à intersection avec la sphère non OSG aux points Q_i , comme indiqué sur la Fig. 3.

L_i dans l'équation (8) correspond à une demi-droite d'origine GT et de direction W_i . L_i qui atteint la sphère non OSG lorsque $|L_i|$ est égal au demi grand axe de l'orbite non OSG. Les équations (10) à (13) permettent de résoudre l'équation quadratique (9), ce qui détermine le point d'intersection Q_i .

$$L_i = \delta W_i + GT \quad (8)$$

$$L_i \cdot L_i = S^2 \quad (9)$$

$$a_i = W_i \cdot W_i \quad (10)$$

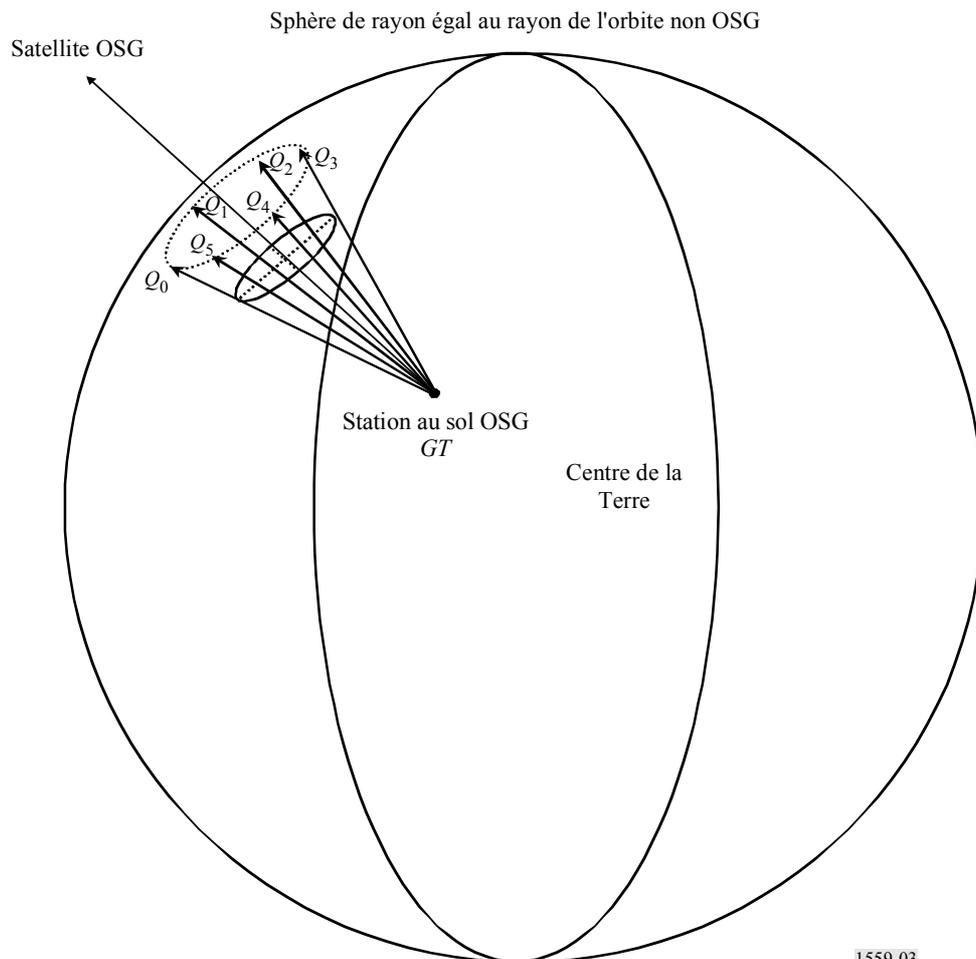
$$b_i = 2 W_i \cdot GT \quad (11)$$

$$c_i = GT \cdot GT - S^2 \quad (12)$$

$$\delta_i = (-b_i + (b_i^2 - 2 a_i c_i)^{0,5}) / (2 a_i) \quad (13)$$

$$Q_i = \delta_i W_i + G \quad (14)$$

FIGURE 3

Intersection des vecteurs W_i avec la sphère non OSG

5 Calcul des paramètres orbitaux non OSG et des instants où le satellite passe par les points (Q_i) d'intersection avec le faisceau d'antenne

On choisit un engin spatial d'essai ayant les paramètres orbitaux d'un satellite non OSG et une anomalie moyenne nulle, de telle manière que cet engin passe par le point Q_i au cours de l'orbite suivante. L'équation (15) exprime la position de l'engin spatial d'essai sur son orbite en coordonnées ER.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S(\cos(\theta) \cos(\Omega) - \sin(\theta) \sin(\Omega) \cos(i)) \\ S(\cos(\theta) \cos(\Omega) + \sin(\theta) \sin(\Omega) \cos(i)) \\ S \sin(\theta) \sin(i) \end{bmatrix} \quad (15)$$

où:

$$\theta = v_0 + \omega_0 + (\omega_r + 2\pi/T) t$$

$$\Omega = \Psi + (\Phi_r - \Phi_e) t$$

v_0 : anomalie moyenne = 0

ω_0 : argument du périégée à l'instant initial

ω_r : vitesse de précession de l'argument du périégée

Ψ : longitude initiale

Φ_r : vitesse de précession de la longitude du nœud ascendant

Φ_e : vitesse de rotation de la Terre

S : demi grand axe

i : angle d'inclinaison.

Dans le cas d'un point Q_i dont la latitude est inférieure à l'angle d'inclinaison, seules deux orbites de l'engin spatial d'essai passeront par ce point, l'une correspondant à une trajectoire ascendante en latitude et l'autre à une trajectoire descendante. On calcule pour chacune de ces deux orbites la longitude initiale (instant 0), ainsi que l'instant de passage par Q_i .

$S \sin(\theta) \sin(i)$ étant la valeur de la coordonnée z de l'engin spatial d'essai, θ peut prendre deux valeurs: l'une correspondant à une trajectoire ascendante en latitude de l'engin spatial et l'autre correspondant à une trajectoire descendante.

$$\theta_{i1} = \sin^{-1}(\theta_{iz}/(S \sin(i))) \quad (16)$$

$$\theta_{i2} = \pi - \theta_{i1}$$

Le nombre de fois T_{ij} où l'engin spatial d'essai passe par Q_i sont donnés par:

$$T_{ij} = (\theta_{ij} - \omega_0) / (\omega_r + 2\pi/P) \quad \text{avec } j = 1, 2 \quad (17)$$

où P est la période orbitale.

On calcule à partir de T_{ij} la longitude initiale Ψ en résolvant le système d'équations relatives à x et y de l'équation (15).

$$\Psi_{ij} = \cos^{-1}[(Q_{ix} + Q_{iy}) / (R(\cos^2(\theta_{ij}) + \sin^2(\theta_{ij})))] \pm \Phi_r T_i - \Phi_e T_i \quad (18)$$

où R est le rayon de l'orbite.

6 Calcul du passage à la longitude nulle pour un satellite simulé donné

On calcule de la manière suivante les instants de passage du satellite par le plan équatorial:

$$t_k = (2k\pi - \nu_0 - \omega_0) / (\omega_r + 2\pi/P) \quad (19)$$

où:

$$k = 1, \dots, M$$

M : nombre d'orbites avant que le satellite ne repasse par la même orbite

ν_0 : anomalie moyenne = 0

ω_0 : argument du périégée à l'instant initial

ω_r : vitesse de précession de l'argument du périégée

P : période orbitale.

Les passages correspondant en longitude ascendante sont donnés par:

$$\Omega_k = \Psi + (\Phi_r - \Phi_e)t_k \quad (20)$$

7 Détermination de l'éventualité d'une intersection entre une orbite et le faisceau d'antenne d'une station au sol OSG

Si la longitude Ω d'un satellite en trajet ascendant correspondant à l'intersection avec le faisceau d'antenne se trouve entre les valeurs $\min(\Psi_{ij})$ et $\max(\Psi_{ij})$ pour tout j , le satellite croisera le faisceau de l'antenne OSG au cours de l'orbite suivante. Il est important de noter que ce calcul tient compte du modulo de la longitude.

8 Détermination de l'instant de simulation où un engin spatial passe par le faisceau d'antenne d'une station au sol OSG

On calcule l'instant de simulation où l'orbite passe par le faisceau d'antenne en déterminant l'intersection entre l'orbite et les segments discontinus reliant les points Q_i (voir la Fig. 4). Si la longitude Ω du point d'intersection en trajet ascendant a une valeur comprise entre $\min(\Psi_{ij})$ et $\max(\Psi_{ij})$, il y aura intersection entre l'orbite et le faisceau d'antenne OSG. L'orbite passera par les points Q_i en deux endroits. L'interpolation des instants T_{ij} correspondants permet d'approximer les instants d'intersection.

Soit:

$$N_i = (i + 1) \bmod n \quad (21)$$

Pour tout passage de durée non nulle, il y aura une valeur de $i = i1$ telle que $\Psi_{ij} \geq \Omega_k \geq \Psi_{Nij}$. Il y aura également une valeur de $i = i2$ telle que $\Psi_{ij} \leq \Omega_k \leq \Psi_{Nij}$.

NOTE 1 – Les points proches de l'équateur peuvent ne correspondre qu'à une seule intersection, puisqu'il peut y avoir un passage qui commence à une orbite et qui se termine à l'orbite suivante.

On peut approximer l'instant d'intersection correspondant après le passage par le plan équatorial grâce à une interpolation linéaire des instants d'intersection connus T_i .

Soit:

$$\chi_1 = (\Omega_k - \Psi_{i1j}) / (\Psi_{Ni1j} - \Psi_{i1j}) \quad (22)$$

$$\text{int_}t_1 = \chi_1 T_{Ni1j} + (1 - \chi_1) T_{i1j} \quad (23)$$

$$\chi_2 = (\Omega_k - \Psi_{i2j}) / (\Psi_{Ni2j} - \Psi_{i2j}) \quad (24)$$

$$\text{int_}t_2 = \chi_2 T_{Ni2j} + (1 - \chi_2) T_{i2j} \quad (25)$$

$\text{int_}t_1$ et $\text{int_}t_2$ représentant les temps depuis un passage de longitude, on calcule comme suit les instants de simulation:

$$\text{Start_time}_k = \min(\text{int_}t_1, \text{int_}t_2) + t_k \quad (26)$$

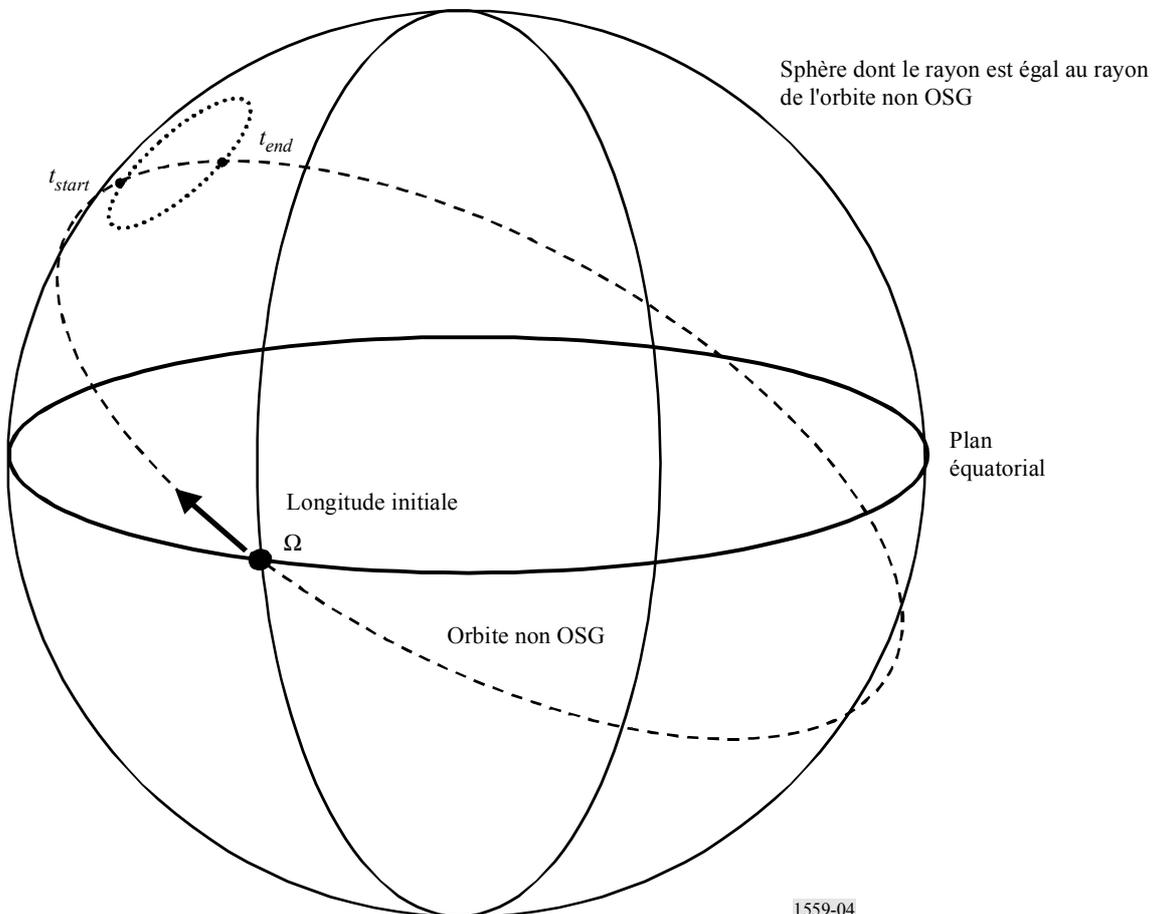
$$\text{End_time}_k = \max(\text{int_}t_1, \text{int_}t_2) + t_k \quad (27)$$

pour toute valeur de k telle que:

$$\min(\Psi_{ij}) \leq \Omega_k \leq \max(\Psi_{ij}) \quad (28)$$

On calcule ensuite les instants de début et de fin de simulation pour tous les engins spatiaux non OSG.

FIGURE 4
Intersection de l'orbite non OSG avec le faisceau d'antenne



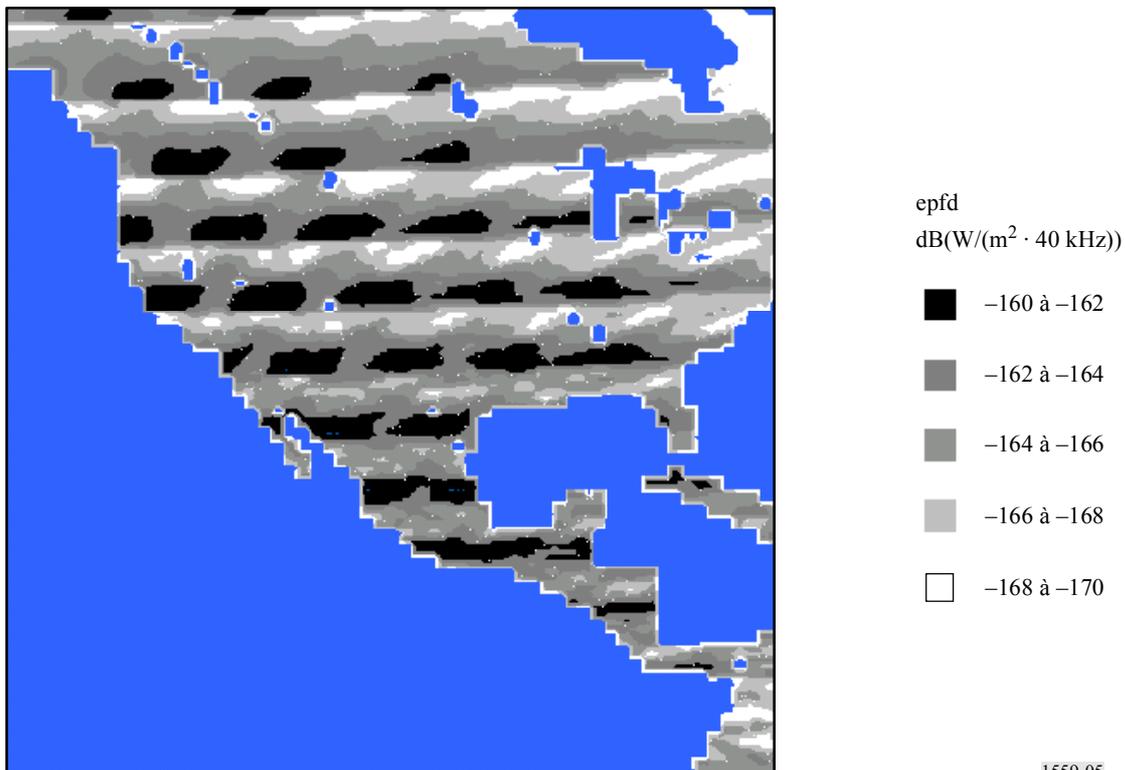
9 Exemple de calculs

Les systèmes non OSG présenteront bien sûr des différences de niveaux de puissance $epfd_{\downarrow}$ maximum en fonction de la latitude, de la distance à la station passerelle non OSG la plus proche et de l'angle d'élévation sous lequel la station au sol OSG voit le satellite OSG exploité.

La Fig. 15 fournit un exemple d'une telle carte. Les hypothèses qui sous-tendent l'élaboration de cette carte sont les suivantes: l'utilisation de gabarits de puissance surfacique fictifs conformément à la Recommandation UIT-R S.1503 (un système en pleine charge, une enveloppe de tous les algorithmes de planification temporelle possibles) et des traces au sol non répétitives. Il convient de noter que cette méthode est également valable pour des traces au sol répétitives et d'autres hypothèses d'exploitation. On peut utiliser ces cartes pour planifier des liaisons sensibles, puisqu'elles correspondent à une limite supérieure de la distribution des brouillages, même s'il est tout à fait possible que les cartes générées par le système en exploitation puissent indiquer des niveaux généralement plus faibles de puissance $epfd_{\downarrow}$ maximum pour une localisation géographique quelconque.

FIGURE 5

Exemple de distribution géographique des niveaux de puissance $epfd$ maximum



10 Travaux futurs

Dans la présente Recommandation, on examine uniquement le cas des systèmes non OSG utilisant des orbites circulaires. Il serait utile de développer cette méthode de façon à pouvoir l'utiliser dans le cas de systèmes non OSG utilisant des orbites elliptiques.