

## RECOMMANDATION UIT-R S.1592

**Méthodologie d'évaluation de la conformité des systèmes à satellites non géostationnaires en orbite circulaire du service fixe par satellite avec les limites opérationnelles additionnelles de la puissance surfacique équivalente sur la liaison descendante spécifiées à l'Article 22 du Règlement des radiocommunications**

(2002)

L'Assemblée des radiocommunications de l'UIT,

*considérant*

- a) que la Conférence mondiale des radiocommunications (Istanbul 2000) (CMR-2000) a défini, à l'Article 22 du Règlement des radiocommunications (RR), les limites de la puissance surfacique équivalente sur la liaison descendante ( $epfd_{\downarrow}$ ) rayonnée par les systèmes non géostationnaires (OSG) du service fixe par satellite (SFS) dans certaines bandes de fréquences, afin de protéger les réseaux OSG du SFS et du service de radiodiffusion par satellite (SRS) fonctionnant dans les mêmes bandes;
- b) que l'Article 22 du RR définit les limites de validation d' $epfd_{\downarrow}$  pour une seule source de brouillage aux Tableaux 22-1A à 22-1D du RR, les limites d' $epfd_{\downarrow}$  opérationnelles pour une seule source de brouillage aux Tableaux 22-4A, 22-4B et 22-4C du RR et les limites d' $epfd_{\downarrow}$  opérationnelles additionnelles pour des antennes d'une certaine taille au Tableau 22-4A1 du RR, limites qui s'appliquent aux systèmes non OSG du SFS en vue de la protection des réseaux OSG du SFS;
- c) que la conformité d'un système non OSG du SFS avec les limites de validation pour une seule source de brouillage sera évaluée par le Bureau des radiocommunications (BR), au titre des numéros 9.35 et 11.31 du RR, à partir des gabarits de puissance surfacique fournis par l'opérateur de systèmes non OSG du SFS et au moyen des logiciels définis dans la Recommandation UIT-R S.1503;
- d) que la conformité d'un système non OSG du SFS proposé avec les limites d' $epfd_{\downarrow}$  opérationnelles pour une seule source de brouillage et, pour certaines tailles d'antennes, avec les limites d' $epfd_{\downarrow}$  opérationnelles additionnelles pour une seule source de brouillage est soumise à une vérification par les administrations;
- e) que l'Appendice 4 du RR, tel que modifié par la CMR-2000, impose à une administration responsable d'un système non OSG du SFS de faire en sorte que les limites d' $epfd_{\downarrow}$  opérationnelles additionnelles pour une seule source de brouillage soient observées,

*reconnaissant*

- a) que les administrations qui ont des assignations de fréquence pour des réseaux OSG du SFS fonctionnant dans les bandes de fréquences pour lesquelles des limites d' $epfd_{\downarrow}$  opérationnelles additionnelles ont été établies doivent disposer d'un moyen fiable et indépendant pour déterminer si un système non OSG particulier du SFS observe les limites d' $epfd_{\downarrow}$  opérationnelles additionnelles pour une seule source de brouillage fixées pour leurs réseaux OSG du SFS,

*recommande*

1 que la méthodologie définie à l'Annexe 1 de la présente Recommandation, fondée sur une simulation complète des liaisons descendantes d'un système à satellites non OSG du SFS causant des brouillages à une station terrienne OSG opérationnelle du SFS équipée d'une antenne de 3 m ou de 10 m, soit appliquée pour évaluer les niveaux de brouillage causés par le système non OSG du SFS, afin de vérifier si le système non OSG du SFS observe les limites d'epfd<sub>↓</sub> opérationnelles additionnelles définies à l'Article 22 du RR;

2 que la méthodologie définie à l'Annexe 1 de la présente Recommandation, fondée sur une simulation complète des liaisons descendantes d'un système à satellites non OSG du SFS causant des brouillages à un réseau OSG du SFS, soit appliquée par les opérateurs de systèmes OSG comme aide à l'évaluation des niveaux de brouillage causés par des systèmes non OSG à l'antenne, d'un diamètre quelconque, des réseaux OSG du SFS planifiés ou opérationnels.

NOTE 1 – L'Annexe 2 décrit une méthode susceptible d'être utilisée pour démontrer que les limites opérationnelles additionnelles sont observées par un système non OSG opérationnel par rapport à une station terrienne opérationnelle OSG du SFS. Contrairement à l'Annexe 1, qui est fondée sur la méthode de la simulation complète, l'Annexe 2 est fondée sur la méthode du gabarit de puissance surfacique adoptée dans la Recommandation UIT-R S.1503.

## ANNEXE 1

**Méthodologie d'évaluation de la conformité avec les limites opérationnelles additionnelles concernant les brouillages causés par les systèmes non OSG du SFS\* partageant des bandes de fréquences avec les réseaux OSG du SFS**

**1 Introduction**

La présente méthodologie est fondée sur la modélisation des systèmes à satellites sur leur orbite et permet à chaque station spatiale et à chaque station terrienne de poursuivre leurs cibles respectives, compte tenu de la rotation de la Terre. Une simulation de ce modèle est échantillonnée pendant une période de temps à un taux d'échantillonnage suffisamment précis et, pour chaque échantillon, le produit des gains en fonction de la distance est calculé. Ce produit peut être directement lié au niveau de brouillage et les données échantillonnées peuvent être évaluées pour déterminer le pourcentage de temps pendant lequel le produit des gains en fonction de la distance pour tous les trajets de brouillage dépasse un certain niveau.

---

\* Actuellement, la méthodologie définie à l'Annexe 1 s'applique uniquement aux systèmes non OSG sur orbite circulaire. Un complément d'étude est nécessaire pour les orbites non circulaires.

TABLEAU 1

## Symboles et définitions utilisés dans cette Annexe

$a$	Vitesse angulaire du satellite en référentiel terrestre	degrés/s
$B_t$	Largeur de bande d'émission	Hz
$C_{traffic}$	Coefficient de trafic selon l'heure locale	–
$D$	Diamètre d'antenne	m
$E$	Argument de la latitude	degrés
$epfd_{\downarrow}$	Puissance surfacique équivalente sur la liaison descendante au niveau de la station terrienne	dB(W/m <sup>2</sup> ) dans la largeur de bande de référence
$g$	Accélération causée par l'attraction terrestre	M/s <sup>2</sup>
$G$	Constante gravitationnelle (newtonienne) universelle	Nm <sup>2</sup> /kg <sup>2</sup>
$G_t$	Gain relatif de l'antenne d'émission	–
$G_r$	Gain relatif de l'antenne de réception	–
$G_{rmax}$	Gain maximal de l'antenne de réception de la station terrienne OSG du SFS	–
$G_{rw}$	Gain maximal de l'antenne de réception utile	–
$I$	Inclinaison de l'orbite du satellite	degrés
$I_0$	Puissance de brouillage	W
$J_2$	Constante du second harmonique du potentiel terrestre	–
$k$	Constante de Boltzmann	J/K
$L_p$	Facteur de découplage de polarisation	–
$m_s$	Masse du satellite	kg
$M_e$	Masse de la Terre	kg
$N_0$	Puissance de bruit	W
$N_a$	Nombre de satellites d'émission non OSG visibles depuis la station terrienne de réception OSG du SFS	–
$N_{coarse}$	Rapport entier entre l'incrément de temps large et l'incrément de temps fin visant à définir les simulations à double incrément de temps	–
$N_{hits}$	Nombre de couplages des faisceaux principaux de l'antenne du satellite non OSG et de l'antenne de la station terrienne OSG du SFS	–
$P_t$	Puissance RF à l'entrée de l'antenne d'émission	W
$r$	Rayon de l'orbite du satellite	km
$r_c$	Rayon de la cellule de la zone de service non OSG	km
$r_g$	Rayon de l'OSG	km
$r_n$	Rayon de l'orbite du satellite non OSG	km
$R$	Distance entre le satellite non OSG et la station terrienne OSG du SFS	m
$R_e$	Rayon d'une Terre parfaitement sphérique	km
$T$	Température de bruit du récepteur	K

TABLEAU 1 (*fin*)

$T_o$	Période orbitale	s
$T_w$	Température de bruit du récepteur utile	K
$\Delta t$	Incrément de temps utilisé dans la simulation	s
$\varepsilon$	Angle d'élévation de la station terrienne	degrés
$\varphi$	Angle topocentrique définissant la zone d'exclusion pour la stratégie de commutation des satellites non OSG	degrés
$\varphi_{coarse}$	Angle topocentrique définissant l'incrément large dans la simulation à double incrément de temps	degrés
$\varphi_{FSR-1}$	Angle topocentrique définissant la région à incrément fin (FSR, <i>fine step region</i> )	degrés
$\varphi_{FSR-2}$	Angle topocentrique définissant la limite de la zone d'exclusion	degrés
$\varphi$	Angle hors axe par rapport à l'axe de visée de l'antenne	degrés
$\varphi_3$	Ouverture de faisceau à 3 dB de l'antenne	degrés
$\lambda$	Longueur d'onde	m
$\mu$	Constante de l'attraction terrestre	km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup>
$v$	Vitesse constante du satellite	degrés/s
$v_e$	Vitesse orbitale de la Terre	degrés/m
$v_r$	Vitesse orbitale du satellite non OSG par rapport à la surface de la Terre	degrés/s
$v_n$	Vitesse orbitale du satellite non OSG	degrés/s
$\omega$	Vitesse angulaire du satellite	degrés/s
$\Omega$	Ascension droite du noeud ascendant (RAAN)	degrés
$\Omega_0$	RAAN au moment $t_0$	degrés
$\Omega_e$	Vitesse angulaire de rotation de la Terre	degrés/s
$\Omega_r$	Vitesse de précession orbitale du satellite	degrés/s
$\psi$	Angle de commutation d'évitement de l'arc OSG	degrés
$\psi_d$	Angle de commutation d'évitement de l'arc OSG voulu au bord de la cellule de la zone de service non OSG	degrés
$\psi_m$	Angle d'évitement de l'arc OSG à modéliser pour obtenir l'angle de commutation voulu au bord de la cellule	degrés

## 2 Paramètres d'entrée requis

Pour appliquer cette méthodologie, il sera nécessaire que l'opérateur de systèmes non OSG fournisse les paramètres d'entrée ci-après. A noter qu'en l'absence d'informations complètes sur ces paramètres, la présente Recommandation donne des indications concernant, par exemple, l'éventuelle distribution des stations terriennes non OSG du SFS à modéliser lors des simulations.

### 2.1 Paramètres orbitaux

Nombre de stations spatiales

Nombre de plans

Pour chaque plan orbital:

- altitude de l'orbite
- inclinaison du plan
- longitude du noeud ascendant
- argument de la latitude pour chaque station spatiale du plan orbital.

Précession.

## 2.2 Paramètres des antennes

Stations spatiales non OSG:

- diagramme de rayonnement de l'antenne
- gain maximal à l'émission (dBi)
- nombre maximal de faisceaux d'antenne cofréquences copolarisés et leur orientation spatiale.

Stations terriennes non OSG:

- diagramme de rayonnement de l'antenne
- gain maximal à la réception (dBi)
- emplacement (latitude, longitude).

## 2.3 Paramètres de fonctionnement et de calcul

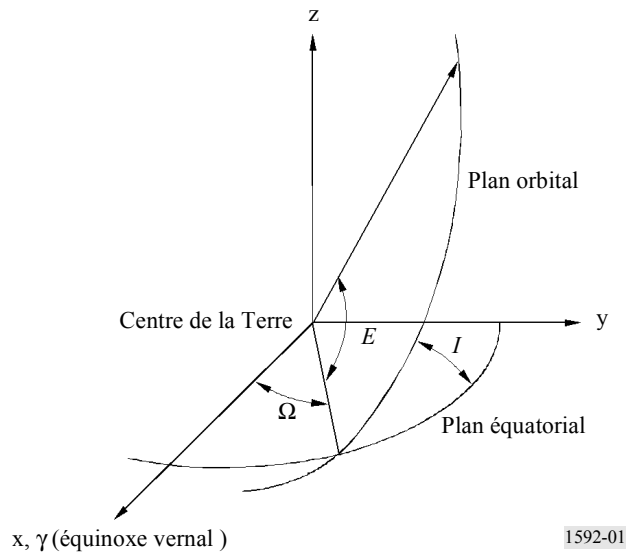
- Plan de réutilisation des fréquences et des polarisations, s'il est utilisé
- Angle d'élévation minimal pour les communications
- Durée de la simulation
- Incrément temporel utilisé dans la simulation
- Mise en oeuvre de la commande de puissance en fonction de la distance en liaison descendante, si elle est utilisée par le système non OSG
- Mise en oeuvre de la technique d'évitement de l'arc OSG, si elle est utilisée par le système non OSG
- Modèle de trafic, le cas échéant (par exemple, voir la Fig. 9).

## 3 Modèle orbital

Le modèle orbital caractérise les mouvements des satellites dans le système de coordonnées inertiel géocentrique indiqué à la Fig. 1, dont l'origine se trouve au centre de la Terre. L'axe des x se trouve sur le plan équatorial et pointe vers l'équinoxe vernal (le premier point de la constellation Aries), l'axe des z est l'axe de rotation moyen de la Terre et pointe vers le pôle nord et l'axe des y est déterminé comme  $\vec{y} = \vec{z} \times \vec{x}$ , c'est-à-dire que  $\vec{y} = \vec{z} \times \vec{x}$ .

L'extension du plan équatorial vers l'infini, entrecoupant une sphère fictive de rayon infini (la sphère céleste), définit le plan céleste.

FIGURE 1  
Représentation des éléments orbitaux képlériens



Le modèle orbital est fondé sur les lois du mouvement de Newton concernant les satellites en orbite circulaire autour d'une Terre parfaitement sphérique. La mise en oeuvre de ce modèle est simple puisque le mouvement est caractérisé par un rayon constant de l'orbite du satellite,  $r$ , et une vitesse constante,  $v$ , qui sont liés par la deuxième loi de Newton:

$$\frac{m_s v^2}{r} = \frac{GM_e m_s}{r^2} \quad (1)$$

où:

$m_s$ : masse du satellite

$v$ : vitesse constante du satellite

$G$ : constante gravitationnelle universelle ( $\text{Nm}^2/\text{kg}^2$ )

$r$ : rayon de l'orbite

$M_e$ : masse de la Terre (kg).

L'équation (1) peut s'écrire sous la forme suivante:

$$v^2 = \frac{GM_e}{r} = \frac{GM_e}{R_e^2} \cdot \frac{R_e^2}{r} \quad (2)$$

$R_e$  étant le rayon d'une Terre parfaitement sphérique (km).

A la surface de la Terre,

$$mg = \frac{GM_e m}{R_e^2} \quad (3)$$

$g$  étant l'accélération causée par la pesanteur à la surface de la Terre:

$$g = \frac{GM_e}{R_e^2} \quad \text{m/s}^2 \quad (4)$$

et l'équation (2) peut se réécrire sous la forme suivante:

$$v = R_e \sqrt{\frac{g}{r}} \quad (5)$$

La période orbitale,  $T_o$ , est ensuite donnée par l'expression (troisième loi de Kepler):

$$T_o = \frac{2\pi r}{v} = \frac{2\pi}{R_e} \sqrt{\frac{r^3}{g}} \quad (6)$$

Ces équations décrivent entièrement la dynamique des mouvements orbitaux circulaires autour d'une Terre parfaitement sphérique.

Dans le système de coordonnées géocentrique indiqué à la Fig. 1, on caractérise le mouvement en spécifiant la position du satellite au moyen des paramètres orbitaux keplériens:

- $\Omega$ : ascension droite du noeud ascendant (c'est-à-dire lorsque le satellite passe du sud au nord) de l'orbite RAAN, mesuré à partir de l'axe des x dans le plan équatorial (plan des x-y);
- $I$ : inclinaison de l'orbite, c'est-à-dire angle formé par le plan équatorial et le plan orbital du satellite; et
- $E$ : argument de la latitude, c'est-à-dire angle formé par la ligne des noeuds (ligne déterminée par l'intersection du plan orbital et l'équateur céleste) et le rayon vecteur à la position du satellite.

L'anomalie vraie, c'est-à-dire l'angle dans le plan orbital du satellite entre le périégée et la position du satellite, vu depuis le centre de la Terre, est fonction de la position angulaire du satellite au moment  $t_0$  et de sa vitesse angulaire, et peut être exprimée comme suit:

$$E = E_0 + \omega t \quad (7)$$

où:

$E_0$ : position angulaire du satellite au moment  $t_0$  (degrés)

$\omega = v/r$ : vitesse angulaire du satellite (degrés/s).

De la même manière, la RAAN d'une orbite peut également être exprimée en fonction du temps pour prendre en compte la précession orbitale:

$$\Omega = \Omega_0 + \Omega_r t \quad (8)$$

où:

$\Omega_0$ : RAAN du satellite au moment  $t_0$  (degrés)

$\Omega_r$ : vitesse de précession orbitale du satellite (degrés/s):

$$\Omega_r = -\frac{3}{2} J_2 \cos(I) R_e^2 \frac{\sqrt{r\mu}}{r^4} \quad (9)$$

où:

$\mu$ : constante de l'attraction terrestre ( $\text{km}^3/\text{s}^2$ )

$J_2$ : constante du second harmonique du potentiel terrestre.

La position du satellite peut donc être représentée selon le système inertiel géocentrique comme suit:

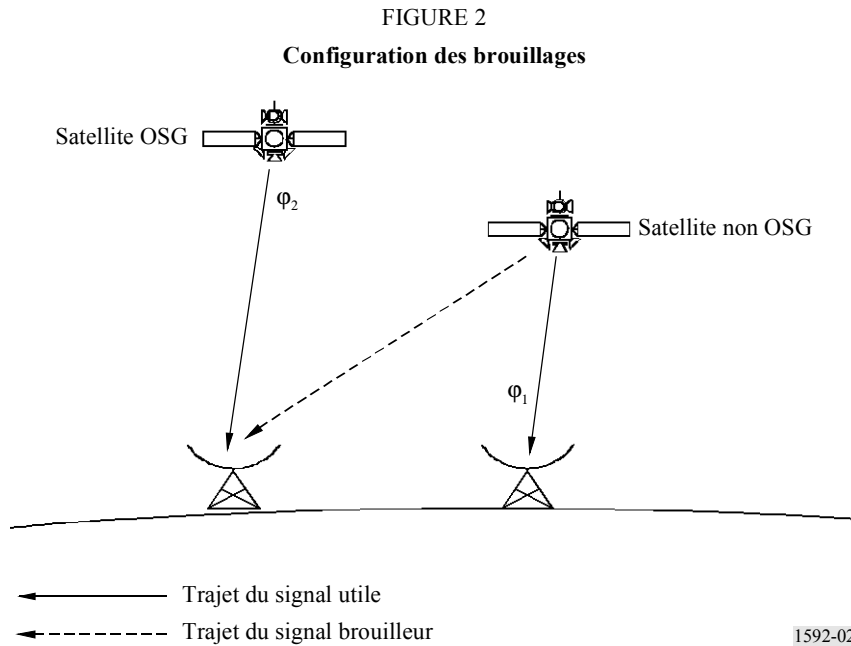
$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = r \begin{bmatrix} \cos \Omega \cos E - \sin \Omega \cos I \sin E \\ \sin \Omega \cos E + \cos \Omega \cos I \sin E \\ \sin I \sin E \end{bmatrix} \quad (10)$$

et la vitesse du satellite est de même représentée selon le système inertiel géocentrique, sans tenir compte de la variation à assez long terme en  $\Omega$ , comme suit:

$$\begin{bmatrix} dx/dt \\ dy/dt \\ dz/dt \end{bmatrix} = \omega r \begin{bmatrix} -\cos \Omega \sin E - \sin \Omega \cos I \cos E \\ -\sin \Omega \sin E + \cos \Omega \cos I \cos E \\ \sin I \cos E \end{bmatrix} \quad (11)$$

#### 4 Calcul des brouillages

Selon cette méthodologie, les brouillages étudiés sont causés par la liaison descendante d'un système à satellites non OSG du SFS à des stations terriennes de réception fonctionnant avec des satellites OSG du SFS. La Fig. 2 montre la configuration des trajets des signaux utiles et brouilleurs.



Si la commande de puissance n'est pas utilisée, le rapport brouillage/bruit,  $I_0/N_0$ , peut être déterminé à partir de l'équation suivante:

$$\begin{aligned} \frac{I_0}{N_0} &= \frac{P_t}{k T B_t} G_t(\varphi_1) G_r(\varphi_2) \left( \frac{\lambda}{4\pi R} \right)^2 \frac{1}{L_p} \\ &= \frac{P_t}{k T B_t} \frac{\lambda^2}{4\pi} \frac{1}{L_p} \frac{G_t(\varphi_1) G_r(\varphi_2)}{4\pi R^2} \end{aligned} \quad (12)$$



où:

- $P_t$ : puissance émise disponible (W)
- $T$ : température de bruit du récepteur (K)
- $B_t$ : largeur de bande d'émission (Hz)
- $G_t(\varphi_1)$ : gain relatif sous forme de rapport numérique de l'antenne d'émission du satellite non OSG
- $G_r(\varphi_2)$ : gain relatif sous forme de rapport numérique de l'antenne de réception de la station terrienne OSG du SFS
- $\lambda$ : longueur d'onde de l'émetteur (m)
- $R$ : longueur du trajet du signal brouilleur (m)
- $L_p$ : facteur de découplage de polarisation
- $k$ : Constante de Boltzmann ( $1,38 \times 10^{-23}$  J/K).

Le produit des gains en fonction de la distance sur la liaison descendante du satellite non OSG affectant la liaison descendante du satellite OSG vers la station terrienne est donné par l'équation suivante:

$$\frac{G_t(\varphi_1) G_r(\varphi_2)}{4\pi R^2} \quad (13)$$

Si aucune commande de puissance ne compense la longueur du trajet sur les liaisons entre le satellite et la station terrienne, cette expression comprend tous les éléments de l'équation (12) pouvant varier dans le temps. On détermine ensuite le rapport,  $I_0/N_0$  en multipliant le produit des gains en fonction de la distance par le facteur constant:

$$\frac{P_t}{k T B_t} \frac{\lambda^2}{4\pi} \frac{1}{L_p} \quad (14)$$

Si la commande de puissance est utilisée sur un satellite non OSG pour prendre en compte les différences de distance entre le satellite et la station terrienne, cela doit être pris en considération dans la simulation. Le satellite d'émission réduit ou augmente sa puissance d'émission à mesure qu'il se rapproche ou s'éloigne de la station terrienne de réception afin de maintenir constante la puissance reçue à la station terrienne non OSG du SFS. Le paramètre d'entrée utilisé pour la simulation est la densité de puissance de réception voulue à l'entrée de l'antenne utile,  $P_r$  (dB(W/Hz)), qui peut être exprimée comme suit:

$$P_r = \frac{P_t(R)}{B_t} G_t(0) \left( \frac{\lambda}{4\pi R_w} \right)^2 \quad (15)$$

où:

- $R_w$ : longueur du trajet du signal utile, c'est-à-dire distance entre le satellite et la station terrienne (m)
- $P_t(R)$ : puissance émise requise pour établir la liaison

$P_r$  peut être lié au rapport porteuse/bruit au niveau du récepteur utile:

$$\frac{C_0}{N_0} = \frac{P_r(R) G_{rw}(0)}{k T_w} = \frac{P_t(R)}{B_t} \frac{G_t(0) G_{rw}(0)}{k T_w} \left( \frac{\lambda}{4\pi R_w} \right)^2 \quad (16)$$

où:

$G_{rw}(0)$ : gain maximal de l'antenne de réception de la station terrienne brouillée

$T_w$ : température de bruit du récepteur de la station terrienne brouillée (K).

Lorsque la commande de puissance en fonction de la distance est prise en compte, le niveau de brouillage est déterminé à partir de l'équation suivante:

$$\begin{aligned} \frac{I_0}{N_0} &= \frac{P_t(R)}{k T B_t} G_t(\varphi_1) G_r(\varphi_2) \left( \frac{\lambda}{4\pi R} \right)^2 \frac{1}{L_p} \\ &= P_r \frac{G_t(\varphi_1) G_r(\varphi_2)}{G_t(0)} \left( \frac{R_w}{R} \right)^2 \frac{1}{k T} \frac{1}{L_p} \end{aligned} \quad (17)$$

Pour évaluer les brouillages causés par les réseaux non OSG comprenant plusieurs satellites et stations terriennes, le brouillage causé par toutes les liaisons descendantes des satellites non OSG doit être combiné au brouillage total subi par la station terrienne de réception d'un satellite OSG. On peut combiner les brouillages lors de chaque incrément de temps utilisé pendant la simulation ou combiner des données provenant d'une série de simulations.

L'epfd relative aux brouillages causés par un satellite non OSG à une station terrienne de réception OSG du SFS,  $epfd_{\downarrow}$ , est définie comme étant la somme des puissances surfaciques brouilleuses produites au niveau d'une station de réception du système brouillé par toutes les stations d'émission du système non OSG brouilleur, compte tenu de la discrimination hors axe de l'antenne de réception pointant dans sa direction nominale:

$$epfd_{\downarrow} = 10 \log \left( \sum_{i=1}^{N_a} 10^{P_t/10} \frac{G_t(\varphi_{1i})}{4\pi R_i^2} \frac{G_r(\varphi_{2i})}{G_{r_{max}}} \right) \quad (18)$$

où:

$epfd_{\downarrow}$ : epfd (dB(W/m<sup>2</sup>)) dans la largeur de bande de référence)

$N_a$ : nombre de stations d'émission du système à satellites non OSG brouilleur qui sont visibles depuis la station terrienne de réception du système OSG brouillé

$i$ : indice de la station d'émission considérée du système à satellites non OSG brouilleur

$P_t$ : puissance RF à l'entrée de l'antenne de la station spatiale d'émission du système à satellites non OSG (dBW dans la largeur de bande de référence)

$G_t(\varphi_{1i})$ : gain relatif de l'antenne d'émission de la  $i^{\text{ème}}$  station spatiale d'émission du système à satellites non OSG

$G_r(\varphi_{2i})$ : gain relatif de l'antenne de réception de la station terrienne OSG du SFS dans la direction de l'  $i^{\text{ème}}$  station d'émission du système à satellites non OSG

- $G_{r_{max}}$  : gain maximal de l'antenne de la station terrienne de réception OSG du SFS
- $\varphi_{1i}$  : angle hors axe entre l'axe de visée de l'antenne de la  $i^{\text{ème}}$  station d'émission du système à satellites non OSG et la direction de la station terrienne de réception OSG du SFS
- $\varphi_{2i}$  : angle hors axe entre l'axe de visée de l'antenne de la station terrienne de réception OSG du SFS et la direction de la  $i^{\text{ème}}$  station d'émission du système à satellites non OSG
- $R_i$  : distance entre la  $i^{\text{ème}}$  station d'émission du système à satellites non OSG et la station terrienne de réception OSG du SFS.

En termes linéaires, on peut écrire l'équation suivante:

$$10^{epfd_{\downarrow}/10} = \sum_i P_t \frac{G_t(\varphi_{1i})}{4\pi R_i^2} \frac{G_r(\varphi_{2i})}{G_{r_{max}}} \quad (19)$$

et en exprimant en W la puissance émise de la  $i^{\text{ème}}$  station d'émission  $P_{ti}$ , on obtient

$$10^{epfd_{\downarrow}/10} = \sum_i \frac{P_{ti}}{B_t} \frac{G_t(\varphi_{1i})}{4\pi R_i^2} \frac{G_r(\varphi_{2i})}{G_{r_{max}}} \quad (20)$$

où:

$B_t$ : largeur de bande d'émission de référence (Hz).

En appliquant l'équation (12) dans cette expression, on obtient:

$$epfd_{\downarrow} = 10 \log \sum_i \frac{I_0/N_0}{\left( G_{r_{max}} \frac{\lambda^2}{4\pi} \frac{1}{k} \frac{1}{T} \frac{1}{L_p} \right)} \quad (21)$$

équation qui peut se réécrire sous forme logarithmique de la manière suivante:

$$epfd_{\downarrow} = 10 \log \left( \sum_i \frac{I_0}{N_0} \right) - \frac{G_{r_{max}}}{T} - 10 \log \left( \frac{\lambda^2}{4\pi} \right) + 10 \log L_p + 10 \log k \quad \text{dB(W/m}^2 \cdot \text{Hz)} \quad (22)$$

## 5 Eléments de la simulation

### 5.1 Emplacement de la station terrienne non OSG du SFS

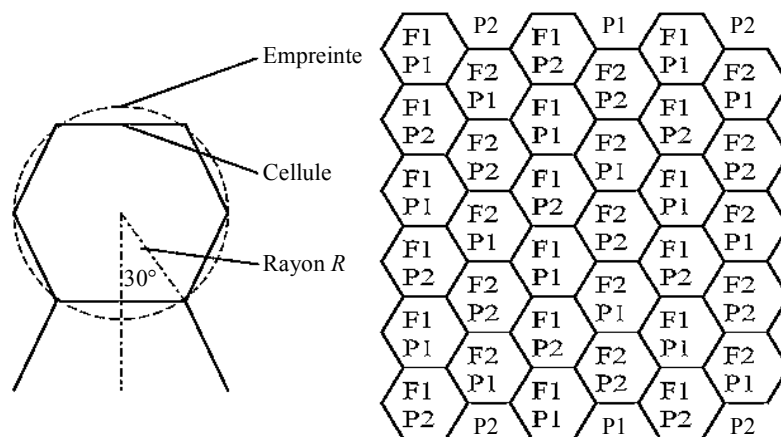
L'identification des faisceaux utilisés en tout lieu et à tout moment à partir d'un satellite non OSG dépend de la stratégie de commutation et de l'emplacement des stations terriennes non OSG du SFS. La présente section traite des méthodes visant à déterminer l'emplacement des stations terriennes non OSG du SFS, tandis que les stratégies de commutation sont décrites au § 5.2.

Pour la simulation, il faut connaître le nombre et l'emplacement géographique des stations terriennes non OSG du SFS à la surface de la Terre susceptibles de fonctionner avec les mêmes fréquences et polarisations. Si les emplacements exacts de toutes les stations terriennes non OSG du SFS sont connus, ils devraient être utilisés pour la simulation puisqu'ils constituent la configuration la plus précise du système non OSG. Toutefois, très souvent, ces informations peuvent ne pas être disponibles, de sorte qu'il sera nécessaire d'établir quelques hypothèses appropriées.

Si chaque station terrienne non OSG du SFS dont la liaison descendante causerait des brouillages à la liaison descendante d'une station terrienne OSG du SFS est modélisée, la durée de la simulation pourra devenir excessive et, dans de nombreux cas, il sera possible de limiter le nombre de stations terriennes non OSG du SFS compris dans le modèle, ce qui permet de réduire substantiellement la durée de la simulation sans diminution notable de la précision des statistiques calculées concernant l'epfd<sub>↓</sub>. Dans la plupart des cas, ce sont les liaisons descendantes en direction des stations terriennes non OSG du SFS les plus proches de la station terrienne OSG brouillée du SFS qui contribuent le plus à l'epfd<sub>↓</sub>, alors que les contributions des liaisons descendantes vers les autres stations terriennes non OSG du SFS diminueront progressivement à mesure que s'accroîtra leur distance par rapport à la station terrienne OSG brouillée du SFS. Il est possible de réduire au minimum la durée requise d'une simulation définitive en procédant initialement et brièvement avec un nombre limité de stations terriennes non OSG du SFS situées symétriquement autour de la station terrienne brouillée, puis en ajoutant un anneau concentrique de stations terriennes non OSG du SFS et en lançant une autre simulation de courte durée. Ce processus est répété jusqu'à ce que les statistiques d'epfd<sub>↓</sub> produites par de brèves opérations successives ne varient pas notablement. Le modèle obtenu peut ensuite être utilisé pour la simulation définitive.

Si aucune information sur l'emplacement exact des stations terriennes non OSG du SFS n'est disponible, une répartition uniforme devrait être utilisée initialement selon les données connues concernant la taille de cellule de la zone de service ou l'empreinte et la distance séparant les centres des cellules adjacentes du système non OSG du SFS. Par exemple, un système caractérisé par un schéma de réutilisation des fréquences et des polarisations à 4 cellules aurait des cellules hexagonales comme l'indique le schéma de la Fig. 3, F1, F2 et P1, P2 désignant deux fréquences et polarisations différentes. Dans un tel schéma, les cellules adjacentes n'auraient pas la même fréquence et la même polarisation.

FIGURE 3  
Configuration cellulaire hexagonale pour un schéma de réutilisation  
des fréquences/polarisations à 4 cellules



1592-03

Si le rayon de l'empreinte est  $R$ , la distance entre les stations situées au centre de chaque empreinte, qui peut être utilisée dans la simulation pour définir les emplacements de l'empreinte, est  $2R \cos 30^\circ$ .

Pour obtenir la détermination la plus précise de  $e_{\text{pfd}} \downarrow$  à des fins de comparaison avec les limites opérationnelles additionnelles, le schéma des fréquences/polarisations devrait être modélisé au moyen du facteur approprié de découplage de polarisation,  $L_p$ . Dans les cas où les systèmes non OSG du SFS utilisent une polarisation circulaire, alternativement dextrogyre (RHC) et lévogyre (LHC) et où le système OSG du SFS emploie une polarisation linéaire, horizontale ou verticale, on peut simplifier la simulation, sans perte de précision, en modélisant uniquement une polarisation circulaire, soit RHC soit LHC, vu que le découplage de polarisation par rapport à la polarisation linéaire sera identique pour les polarisations RHC et LHC.

## 5.2 Stratégies de poursuite

### 5.2.1 Evitement de l'arc OSG

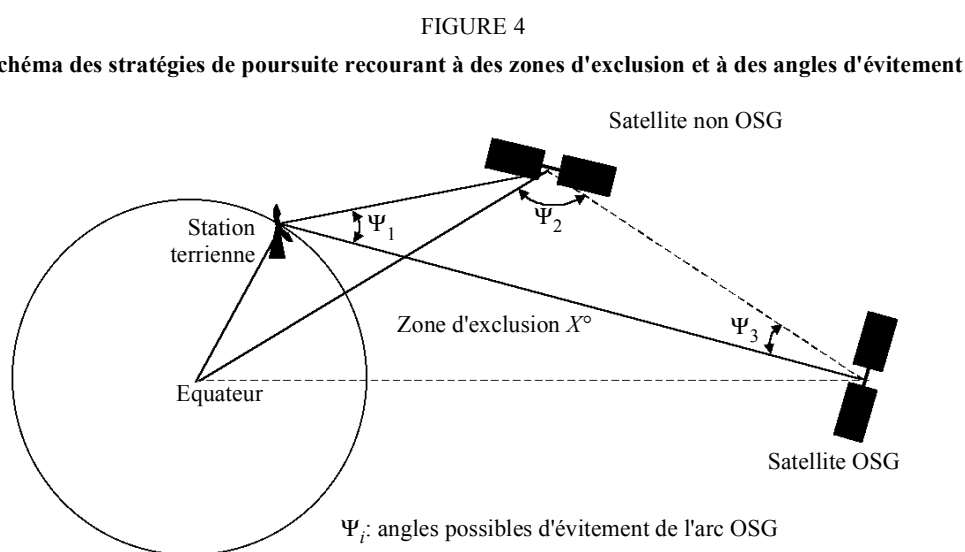
Certains systèmes non OSG ont été conçus pour une réutilisation des bandes de fréquences déjà largement utilisées par les systèmes OSG et cette réutilisation des fréquences est rendue possible au moyen de plusieurs techniques, dont certaines sont décrites dans la présente section.

#### 5.2.1.1 Evitement de l'arc OSG fondé sur la latitude

Pour réduire au minimum les niveaux de brouillage, certains systèmes utilisent une technique qui permet d'éviter un couplage entre les faisceaux principaux des antennes du satellite et de l'antenne de la station terrienne OSG du SFS. Une zone d'exclusion est définie par un angle  $\pm X^\circ$  autour de l'Equateur et, lorsqu'un satellite non OSG pénètre dans la zone d'exclusion, le trafic du faisceau où il se produit un couplage de faisceaux principaux est transféré à un autre satellite ne se trouvant pas dans la zone.

Par ailleurs, les systèmes ont été conçus de telle sorte qu'il y ait un angle minimal, à la station terrienne ou dans l'espace, d'au moins  $\psi^\circ$  entre le satellite OSG et un satellite non OSG à l'intérieur duquel le trafic est dévié vers d'autres satellites non OSG.

Ces techniques sont représentées à la Fig. 4.



**5.2.1.2 Evitement de l'arc OSG fondé sur l'angle entre le satellite non OSG et l'arc OSG**

La protection de l'arc OSG mise en oeuvre par certains systèmes consiste à désactiver les faisceaux lorsque l'espacement angulaire entre l'arc OSG et un satellite non OSG est inférieur à  $\psi^\circ$ , vu de tout point de la Terre à l'intérieur d'une zone de service. La valeur de  $\psi$  dépend du système mais, pour un angle d'évitement d'arc fondé sur la Terre, on suppose généralement qu'elle est de  $10^\circ$ .

Il est important de noter que lorsqu'une empreinte non OSG est définie par un faisceau de poursuite allant du satellite non OSG à une station terrienne en son centre, l'angle de commutation  $\psi$  apparaîtra d'abord pour une station terrienne OSG du SFS sur le bord arrière du faisceau dans le plan du mouvement du satellite par rapport à la Terre. L'angle réel d'évitement de l'arc OSG à utiliser dans la simulation devrait donc être modifié pour prendre cette donnée en compte afin de protéger tous les points situés à l'intérieur de la zone de service du faisceau définie par l'empreinte. Cette configuration est illustrée aux Fig. 5 et 6, où l'angle de commutation requis au bord de la zone de service du faisceau est désigné par  $\psi_d$  et l'angle de commutation au centre du faisceau permettant d'obtenir cette valeur est  $\psi_m$ . Dans ces figures, on suppose que le cas est le plus défavorable, c'est-à-dire que la projection de l'orbite d'un satellite non OSG sur la Terre passe exactement par le centre de l'empreinte du faisceau concerné.

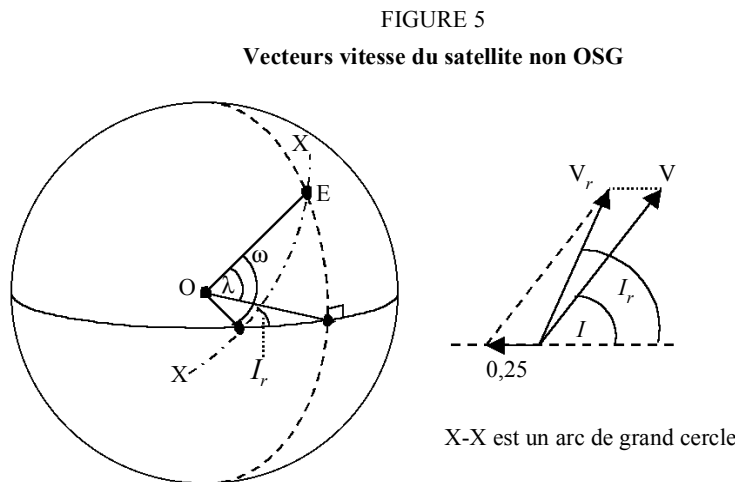
La vitesse orbitale d'un satellite non OSG,  $v_n$ , est définie en fonction de sa période orbitale,  $T_n$  (min), comme  $v_n = 360/T_n$  degrés/min,  $T_n$  étant donné par l'équation (6) avec un rayon d'orbite de  $r_n$ . Si l'inclinaison orbitale est  $I$  la vitesse par rapport à la surface de la Terre est donnée par l'équation suivante:

$$v_r = \sqrt{(v_n^2 + v_e^2 - 2v_n v_e \cos I)} \tag{23}$$

$v_e$  étant la vitesse orbitale de la Terre (degrés/min). L'angle  $I_r$  représenté à la Fig. 5 est le suivant:

$$I_r = I + \arcsin\left(\frac{v_e}{v_r} \sin I\right) \tag{24}$$

Etant donné que  $\frac{\sin I_r}{\sin \lambda} = \frac{\sin 90}{\sin \omega}$ , on obtient donc  $\omega = \arcsin\left(\frac{\sin \lambda}{\sin I_r}\right)$ ,  $\lambda$  étant la latitude.

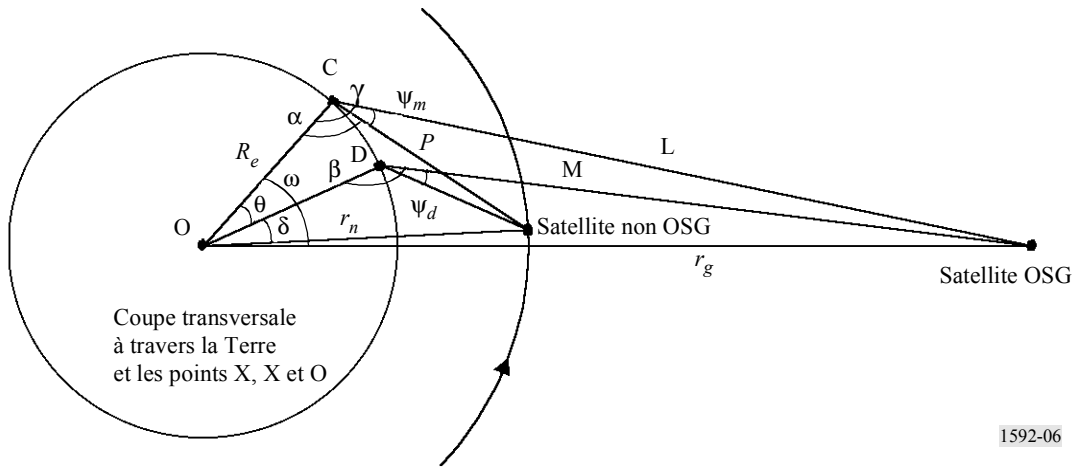


A la Fig. 6, C est le centre du faisceau et D est situé au bord du faisceau. L'arc CD définit le rayon de la zone de service du faisceau de la cellule,  $r_c$ , et l'angle  $\theta = r_c/R_e$  (rad). La distance  $L$  entre le satellite OSG et le centre du faisceau est donnée par l'équation suivante:

$$L = \sqrt{(r_g^2 + R_e^2 - 2r_g R_e \cos \omega)} \quad (25)$$

$r_g$  étant le rayon de l'orbite OSG (42 162 km).

FIGURE 6  
Configuration d'évitement de l'arc OSG



1592-06

La distance  $M$  entre le satellite OSG et le bord de la zone de service du faisceau est donnée par l'expression suivante:

$$M = \sqrt{(r_g^2 + R_e^2 - 2r_g R_e \cos(\omega - \theta))} \quad (26)$$

et la distance  $P$  entre le satellite non OSG et le centre du faisceau est donnée par l'expression ci-après:

$$P = \sqrt{(r_n^2 + R_e^2 - 2r_n R_e \cos(\theta + \delta))} \quad (27)$$

L'angle  $\delta$  est calculé selon la règle des sinus suivante:

$$\delta = 180 - (\beta - \psi_d) - \arcsin\left(\frac{R_e}{r_n} \sin(180 - \beta + \psi_d)\right) \quad (28)$$

$\psi_d$  étant l'angle d'évitement de l'arc OSG au bord de la zone de service du faisceau, et  $\beta$  étant donné par:

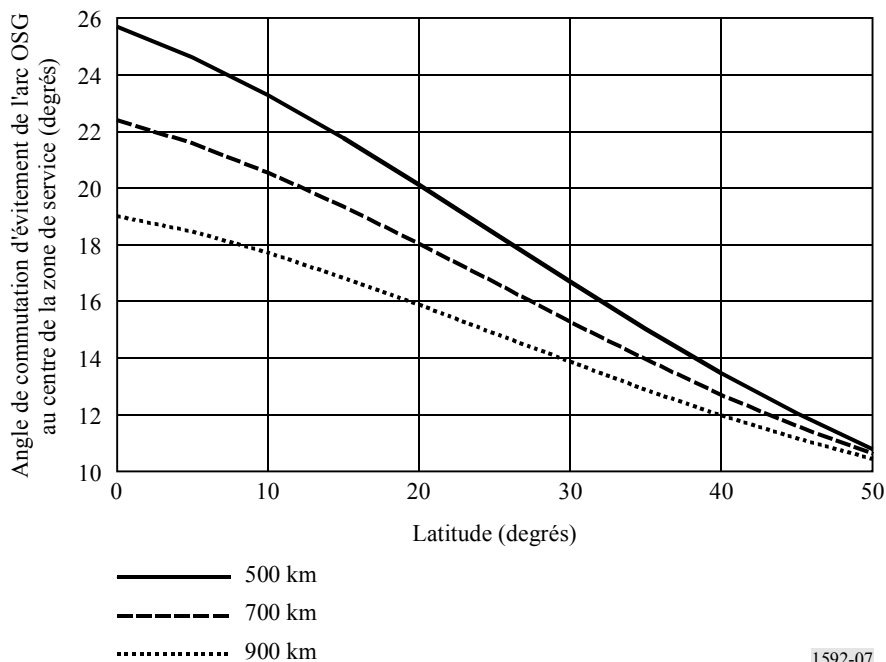
$$\beta = 180 - \arcsin\left(\frac{r_g}{M} \sin(\omega - \theta)\right) \quad (29)$$

L'angle de commutation au centre de la zone de service du faisceau,  $\psi_m$ , qui permet d'obtenir un angle de commutation de  $\psi_d$  au bord de la zone de service du faisceau, peut donc être obtenu à partir de l'expression suivante:

$$\begin{aligned}\psi_m &= \gamma - \alpha \\ &= \arcsin\left(\frac{r_n}{P} \sin(\theta + \delta)\right) - \arcsin\left(\frac{R_e}{L} \sin \omega\right)\end{aligned}\quad (30)$$

Par exemple, pour obtenir un angle de commutation d'évitement de l'arc OSG de  $10^\circ$  au bord d'une zone de service de faisceau, la Fig. 7 indique l'angle de commutation à inclure dans la simulation, pour les liaisons non OSG en direction du centre de la zone de service, en fonction de la latitude pour différents diamètres de zone de service.

FIGURE 7  
Angle d'évitement de l'arc OSG au centre de la zone de service permettant d'obtenir un angle de commutation d'au moins  $10^\circ$  au bord d'une zone de service



1592-07

A noter que des études complémentaires sont nécessaires pour déterminer les angles optimaux d'évitement de l'arc dans le cas de satellites non OSG qui utilisent des faisceaux non suiveurs.

## 5.2.2 Choix du satellite non OSG

Les systèmes non OSG peuvent recourir à différentes stratégies pour choisir le satellite et le choix de la stratégie peut influencer sur les niveaux de brouillage à moyen et à long terme. Plusieurs stratégies peuvent être utilisées pour réduire les brouillages causés à d'autres systèmes et certaines d'entre elles sont récapitulées dans les paragraphes suivants. Si cela est possible, le choix du satellite opérationnel pourrait permettre d'effectuer une simulation adéquate des brouillages réels causés par le système non OSG opérationnel.

### 5.2.2.1 Choix du satellite fondé sur la période de visibilité la plus longue (durée de présence)

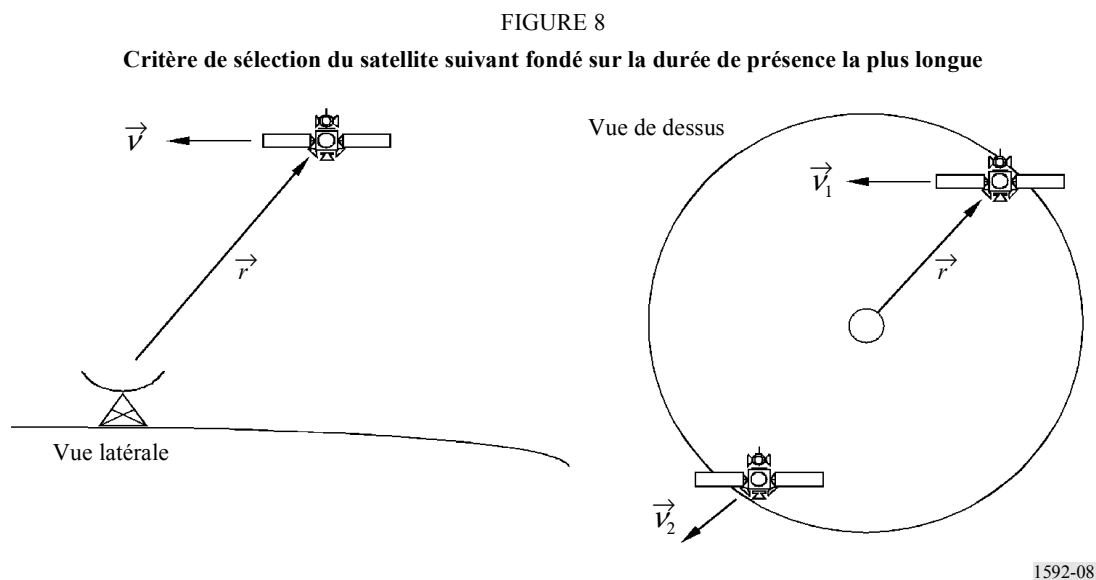
Cette stratégie est fondée sur l'établissement d'une liaison vers le satellite qui sera visible pour la station terrienne non OSG du SFS au-dessus d'un angle d'élévation déterminé pendant la période de visibilité la plus longue (durée de présence) et permet de réduire au minimum le nombre de transferts dans le flux de données. Si un système à satellites est conçu de manière que plusieurs



satellites soient visibles pour les stations terriennes pendant une période de temps prolongée, une contrainte supplémentaire peut être imposée pour obtenir des résultats optimaux pour ce qui est d'éviter les brouillages ou en ce qui concerne la diversité.

Lorsqu'une liaison de communication a été établie, une station terrienne non OSG du SFS poursuit le satellite correspondant et lorsque ce satellite dépasse l'angle d'élévation minimal, les données concernant le satellite suivant doivent être acquises avant l'incrément de temps suivant de la simulation. Si des données concernant plusieurs satellites peuvent être acquises à l'incrément de temps suivant, l'algorithme permettant de choisir le satellite suivant est fondé sur le vecteur reliant la station terrienne au satellite potentiel et le vecteur unitaire de la vitesse du satellite,  $\vec{v}$ . Le critère de sélection est celui qui minimise le produit scalaire de  $\vec{r}$  et  $\vec{v}$ , c'est-à-dire,  $\vec{r} \cdot \vec{v}$  minimum pour tous les satellites se trouvant au-dessus de l'angle d'élévation minimal.

Cette stratégie de sélection est illustrée à la Fig. 8, qui représente la vue de dessus du vecteur vitesse du satellite, désigné par  $\vec{v}_1$  en direction de la station terrienne. Le produit scalaire est négatif, de sorte que le satellite N° 1 est choisi de préférence à l'autre satellite.



### 5.2.2.2 Choix du satellite fondé sur l'angle d'élévation le plus élevé

Cette stratégie exige un nombre de transferts plus élevé que celle qui est fondée sur la durée de présence la plus longue, mais elle peut être appliquée pour améliorer la qualité de la liaison pour le système non OSG du SFS. Les satellites actifs sont choisis de manière à avoir l'angle d'élévation le plus élevé vu depuis une station terrienne non OSG du SFS ainsi qu'un répéteur disponible. Deux techniques de transfert peuvent être utilisées pour l'angle d'élévation le plus élevé:

- le satellite présentant l'angle d'élévation le plus élevé est toujours choisi comme satellite actif;
- le satellite à l'élévation maximale est choisi lorsque le satellite actif passe au-dessous de l'angle d'élévation minimal.

Lorsque la diversité de satellite est appliquée, le même choix devrait être opéré en ce qui concerne le nombre de satellites requis par le schéma de diversité: le satellite suivant qui doit être choisi se trouverait à la deuxième élévation la plus grande, le troisième satellite à la troisième élévation la plus grande, et ainsi de suite.

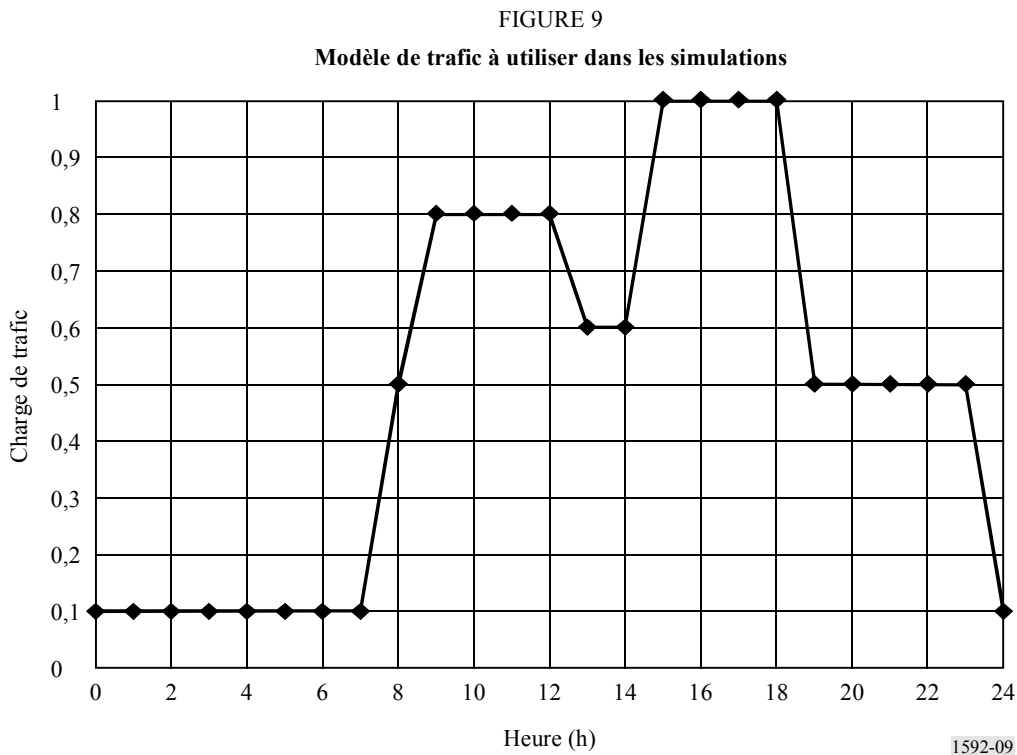
### 5.2.2.3 Choix du satellite fondé sur le plus grand espacement angulaire par rapport à l'arc OSG

Les systèmes non OSG du SFS peuvent choisir les satellites selon l'espacement angulaire maximal à partir de l'angle d'observation de l'arc OSG. Cela réduit le niveau des brouillages causés par les satellites non OSG aux stations terriennes OSG du SFS, mais peut donner une qualité de liaison moins qu'optimale pour les systèmes non OSG du SFS et nécessiter un plus grand nombre de transferts.

## 5.3 Trafic

Le caractère variable dans le temps des brouillages causés par un système non OSG à un réseau OSG devrait, si nécessaire, être modélisé pour obtenir une évaluation précise des niveaux d'epfd<sub>↓</sub> à des fins de comparaison avec les limites opérationnelles additionnelles. Les variations du trafic sont fonction de l'heure locale à la station terrienne non OSG du SFS. Pour les systèmes recourant à l'accès multiple par répartition en code (AMRC), la puissance émise par porteuse du système non OSG du SFS variera en fonction de la charge de trafic sur la porteuse spécifique et, en conséquence, la puissance émise par porteuse variera à différents moments de la journée selon la demande de trafic.

Si le modèle de trafic pour le système non OSG du SFS en cours d'évaluation est connu, il devrait servir pour la simulation. Dans le cas contraire, le modèle de référence représenté à la Fig. 9 pourrait être utilisé.



Le coefficient de trafic est pris en compte dans la puissance maximale émise:

$$P_t = P_{max} C_{trafic} \quad (31)$$

où:

$P_t$ : puissance émise (W)

$P_{max}$ : puissance maximale émise (W)

$C_{traffic}$ : coefficient de trafic dépendant de l'heure locale.

Le coefficient de trafic est applicable uniquement à l'accès AMRC.

## 5.4 Emplacements des stations OSG

La présente Recommandation a pour objet d'évaluer les niveaux d'epfd $\downarrow$  produits par un système non OSG du SFS au niveau des antennes de réception de 3 m et de 10 m des stations terriennes des réseaux OSG du SFS, le but étant de permettre de vérifier la conformité du réseau OSG du SFS examiné avec les limites opérationnelles additionnelles. Les emplacements du satellite OSG du SFS et de ses stations terriennes et, par conséquent, les angles de pointage des antennes des stations terriennes en direction du satellite OSG devraient être fondés sur les paramètres réels de ce réseau OSG opérationnel particulier.

## 5.5 Paramètres des antennes

### 5.5.1 Paramètres des antennes des stations terriennes OSG du SFS

S'ils sont connus, les diagrammes de rayonnement réels des antennes de 3 m et de 10 m des stations terriennes OSG du SFS devraient être utilisés lors de la simulation. Le diagramme de rayonnement du lobe principal devrait être obtenu au moyen de mesures ou à partir des données de fabrication relatives à une antenne de station terrienne de même type. La plage dans laquelle le diagramme est spécifié devrait descendre au moins jusqu'au niveau de gain de  $-20,75$  dB pour une antenne de 3 m et de  $-19$  dB pour une antenne de 10 m. Les données devraient être modélisées par une approximation polynomiale d'une précision supérieure à 0,1 dB aux points 0,  $-5$ ,  $-10$ ,  $-15$  et  $-20$  dB. Les données concernant la fréquence d'exploitation réelle de l'antenne OSG du SFS devraient être utilisées.

A défaut des diagrammes de rayonnement réels des antennes, le diagramme de rayonnement de référence indiqué dans la Recommandation UIT-R S.1428, et qui a été élaboré spécialement pour de telles études, devrait être utilisé.

### 5.5.2 Paramètres des antennes des satellites non OSG

Les antennes multifaisceau des satellites non OSG devraient être modélisées au moyen des diagrammes de rayonnement mesurés des antennes, s'ils sont connus, au moyen des diagrammes de rayonnement de référence proposés dans le cadre de la notification ou dans la Recommandation UIT-R S.1328, s'ils sont disponibles, ou au moyen d'une fonction analytique qui modélise le lobe latéral de l'antenne du satellite non OSG.

### 5.5.3 Paramètres des antennes des satellites OSG

Il pourra être nécessaire de modéliser l'antenne du satellite OSG lorsqu'une liaison descendante OSG du SFS est utilisée pour définir l'azimut et l'élévation de l'antenne de la station terrienne OSG du SFS. Dans ce cas, le diagramme de rayonnement de référence de l'antenne indiqué dans la Recommandation UIT-R S.672 pourra être utilisé.

### 5.6 Durée de la simulation et incrément de temps utilisé

Pour obtenir des résultats précis, il faudrait utiliser pour la simulation un incrément de temps aussi court que possible tout en maintenant une durée totale de simulation suffisante.

Pour les systèmes non OSG du SFS caractérisés par des trajectoires au sol répétitives, la durée de la simulation devrait couvrir au moins une période complète de la trajectoire au sol et, pour tous les systèmes non OSG du SFS, elle devrait être suffisante pour permettre d'établir des statistiques globales homogènes concernant les niveaux d'epfd<sub>↓</sub> dépassés aux pourcentages de temps inférieurs aux valeurs les plus faibles spécifiées pour les limites opérationnelles additionnelles relatives à l'antenne testée.

Une estimation de l'incrément de temps utilisé peut être obtenue à partir de la vitesse angulaire du satellite non OSG et de la largeur à mi-puissance du faisceau le plus étroit concerné ainsi qu'une hypothèse concernant le nombre de couplages (*hits*) des faisceaux principaux qu'il est nécessaire de modéliser.

La vitesse angulaire du satellite,  $a$ , exprimée en référentiel terrestre (référentiel géocentrique géosynchrone) est fonction des paramètres orbitaux keplériens et de la vitesse angulaire du satellite,  $\omega$ , exprimée en référentiel géocentrique (référentiel géocentrique héliosynchrone):

$$a = \sqrt{(\omega \cos I - \Omega_e)^2 + (\omega \sin I)^2} \quad (32)$$

où:

$\Omega_e$ : vitesse angulaire de rotation de la Terre à l'Equateur ( $\cong 7,29 \times 10^{-5}$  rad/s).

L'angle géocentrique entre la station terrienne brouillée et le point de projection du satellite non OSG lorsqu'il se trouve dans l'axe du faisceau principal de la station terrienne,  $\theta_\varepsilon$ , est donnée par l'équation suivante:

$$\theta_\varepsilon = \arccos\left(\frac{R_e}{r_n} \cos \varepsilon\right) \quad (33)$$

où:

$\varepsilon$ : angle d'élévation de la station terrienne.

L'incrément de temps,  $\Delta t$ , utilisé pour obtenir un nombre déterminé de couplages (*hits*) peut ensuite être calculé à partir de l'expression suivante:

$$\Delta t = \frac{\varphi_3}{aN_{hits}} \frac{\sin \theta_\varepsilon}{\cos \varepsilon} \quad (34)$$

où:

$\varphi_3$ : ouverture de faisceau à 3 dB de l'antenne de la station terrienne

$N_{hits}$ : nombre de couplages à une ouverture de faisceau à 3 dB de l'antenne de la station terrienne brouillée ( $N_{hits} = 5$ ).

Il peut être souhaitable d'utiliser deux incréments de temps pour réduire la durée totale de la simulation puisque, pour les très petites ouvertures de faisceau, l'incrément de temps peut être très petit pour obtenir le nombre de couplages requis dans le faisceau principal, ce qui demande une durée de simulation excessive. Pour atténuer ce problème, un double incrément de temps peut être utilisé pour réduire la variance et la durée globale de la simulation.

Pour la méthode du double incrément, l'incrément de temps déterminé à partir de l'équation (34) devrait être utilisé; il s'agit de l'incrément de temps fin. Celui-ci dépend de l'ouverture de faisceau de l'antenne et devrait être utilisé lors de la simulation lorsque le satellite non OSG est proche des régions où l'epfd<sub>↓</sub> est maximale, c'est-à-dire lorsqu'il est proche du faisceau principal d'une station terrienne ou du bord de la zone d'exclusion. Vu que les satellites non OSG passent de plus grands pourcentages de temps dans les régions éloignées et hors de l'axe du faisceau principal de la station terrienne OSG du SFS, au-delà du premier lobe latéral, qu'à l'intérieur du faisceau principal de la station terrienne OSG du SFS et vu que l'epfd<sub>↓</sub> ne varie pas aussi rapidement avec la position du satellite lorsqu'il se trouve au-delà du premier lobe latéral, un incrément large (*coarse*) peut être utilisé. Celui-ci est défini comme étant un angle topocentrique,  $\varphi_{coarse} = 1,5^\circ$  et peut être utilisé pour toutes les tailles d'antenne.

L'incrément de temps fin doit être utilisé dans deux régions:

- Lorsqu'un satellite non OSG est proche du faisceau principal de la station terrienne OSG du SFS, la FSR est définie comme ayant un angle topocentrique fixe à partir de l'axe du faisceau de la station terrienne OSG du SFS, et le bord de la première région du lobe latéral est mis à la valeur de  $\varphi_r$  du diagramme de rayonnement de l'antenne de la station terrienne OSG du SFS, tant pour les antennes de 3 m que pour celles de 10 m:

$$\varphi_1 = \varphi_r = 15,85 \left( \frac{D}{\lambda} \right)^{-0,6} \quad (35)$$

L'angle hors axe par rapport à l'axe de visée relatif à la FSR est défini comme valant  $3,5^\circ$  ou  $\varphi_1$ , la valeur retenue étant la plus grande de ces deux valeurs:

$$\varphi_{FSR-1} = \max(3,5^\circ; \varphi_1) \quad (36)$$

- Lorsqu'un satellite non OSG est proche de la zone d'exclusion, la FSR mesurée à partir de la limite de la zone d'exclusion est définie comme suit:

$$\varphi_{FSR-2} = \varphi_{coarse} \quad (37)$$

A des fins statistiques, la taille de l'incrément large doit être un multiple entier de l'incrément fin. Etant donné que l'incrément large est constant, le rapport entre les incréments larges et les incréments fins dépend uniquement de l'ouverture de faisceau de l'antenne de la station terrienne OSG du SFS,  $\varphi_3$ , et du nombre de couplages à modéliser. Ce rapport est défini en fonction du quotient:

$$N_{coarse} = \text{quotient} \left( \frac{N_{hits} \varphi_{coarse}}{\varphi_3} \right) \quad (38)$$

On obtient ainsi un rapport raisonnable entre les incréments fins et les incréments larges qui garantit qu'un incrément large ne sera jamais supérieur à la dimension topocentrique visée de  $1,5^\circ$ . Comme ce rapport dépend de l'ouverture de faisceau de l'antenne de la station terrienne,  $\phi_3$ , le gain de temps augmente à mesure que l'ouverture de faisceau diminue, ce qui est avantageux vu que les simulations avec des faisceaux d'antenne étroits prendront davantage de temps.

Si un satellite non OSG se trouve dans la FSR, c'est-à-dire à  $\phi_{FSR-1}$  du faisceau principal de la station terrienne OSG du SFS ou à  $\phi_{FSR-2}$  de la zone d'exclusion, l'incrément de temps fin devrait être utilisé lors de la simulation. Pour toutes les régions de l'espace où un satellite non OSG se trouve à l'extérieur de l'une ou l'autre de ces deux régions, l'incrément large est déterminé en multipliant l'incrément de temps fin par  $N_{coarse}$ .

## ANNEXE 2

### Méthode du gabarit opérationnel

#### 1 Introduction

Lors de la CMR-2000, une série de trois limites d'epfd pour une seule source de brouillage a été adoptée et incorporée à l'Article 22 du RR. Il s'agit des limites de validation, des limites opérationnelles et des limites opérationnelles additionnelles. Les limites de validation doivent être vérifiées par le BR à l'aide d'un logiciel de validation dont les spécifications figurent dans la Recommandation UIT-R S.1503. Les limites opérationnelles doivent être mesurées selon des directives reproduites dans la Recommandation UIT-R S.1558. En ce qui concerne les limites opérationnelles additionnelles, la Résolution 137 (CMR-2000) invite l'UIT-R à élaborer des méthodes permettant d'évaluer les niveaux de brouillage (par simulation dans le cas des limites opérationnelles additionnelles) que produirait un système non OSG du SFS dans les bandes de fréquences indiquées dans les Tableaux 22-4A, 22-4A1, 22-4B et 22-4C du RR, méthodes qui pourraient être utilisées pour vérifier la conformité avec les limites opérationnelles additionnelles.

Constituant une première réponse à cette demande, l'Annexe 1 de la présente Recommandation donne des lignes directrices pour l'évaluation des statistiques relatives à l'epfd produite par un système non OSG du SFS en direction de réseaux OSG du SFS ou d'autres systèmes non OSG du SFS, et confirme la conformité avec les limites opérationnelles additionnelles au moyen d'une hypothèse représentative d'un système non OSG opérationnel du SFS.

A la différence de l'Annexe 1, la méthode examinée dans la présente Annexe s'appuie sur le logiciel de validation actuellement révisé par le BR et dont peuvent disposer les administrations. En raison des caractéristiques naturelles de ce logiciel, conçu pour évaluer la situation la plus défavorable possible, son adaptation à un système opérationnel est loin d'être évidente.

Des travaux complémentaires sont indispensables pour vérifier l'applicabilité de la méthodologie décrite dans la présente Annexe. Cette méthodologie pourrait ne pas être pratique pour l'évaluation des limites opérationnelles additionnelles relatives à l'epfd émise en direction de nombreux points. Elle pourrait être appliquée à une station terrienne OSG opérationnelle du SFS d'un diamètre d'antenne quelconque subissant des brouillages dépassant les limites opérationnelles additionnelles relatives à l'epfd.

## 2 Point de départ possible: le logiciel de validation

### 2.1 Méthode de la validation: situation la plus défavorable dont les paramètres sont éloignés des paramètres d'exploitation

Une autre possibilité consisterait à appliquer la méthode du gabarit de puissance surfacique dans la vérification du logiciel de validation (c'est-à-dire dans la Recommandation UIT-R S.1503) utilisé par l'UIT. Sachant que ce logiciel a été conçu dans le but de vérifier les distributions d'epfd par rapport aux limites de validation, il était tout d'abord important de comprendre les différences fondamentales qui séparent les limites de validation des limites opérationnelles additionnelles.

La création des gabarits de puissance surfacique a pour objet de définir une enveloppe de la puissance rayonnée par les stations spatiales non OSG et les stations terriennes non OSG du SFS, de manière que les résultats des calculs englobent ce qui pourrait être rayonné indépendamment de l'attribution des ressources et de la stratégie de commutation utilisée pendant différentes périodes de la durée de vie d'un système non OSG du SFS. Il a été reconnu que le logiciel ne pourrait pas s'appuyer sur les paramètres susceptibles de changer pendant la durée de vie du système non OSG du SFS, par exemple le nombre de faisceaux illuminés et leur direction de pointage à un moment donné.

L'UIT-R souhaitait une procédure de validation ouverte alors que les algorithmes de commutation de faisceaux contiennent des informations commerciales hautement confidentielles concernant la demande du marché. L'UIT-R a élaboré une spécification de logiciel qui s'appuie sur un certain nombre d'hypothèses concernant les cas les plus défavorables ainsi que des hypothèses simplificatrices, y compris la configuration de faisceau la plus défavorable pour les satellites de chaque système.

Le logiciel ne donne pas de prévisions sur les statistiques concernant l'epfd réelle produite par un système opérationnel, mais calcule une limite supérieure prudente. Il surestime donc le niveau de brouillage généralement subi par les réseaux OSG du SFS et, de ce fait, il sera plus difficile pour un système non OSG de démontrer sa conformité avec un ensemble déterminé de limites d'epfd.

Les études de l'UIT-R ont démontré que les brouillages causés dans les cas les plus défavorables par un système non OSG à de grandes stations terriennes OSG du SFS sont localisés. La limite supérieure prudente calculée par le logiciel du BR occulte cet important phénomène.

Les gabarits de puissance surfacique correspondent à une enveloppe de la puissance rayonnée par chaque station spatiale non OSG, de manière que les résultats des calculs englobent ce qui serait rayonné indépendamment de l'attribution des ressources pendant la durée de vie du système non OSG du SFS.

En conséquence, cette méthodologie donne lieu à une surestimation:

- du niveau d'epfd à long terme, allant jusqu'à 15 dB pour le système F-SAT MULTI1-B et 10 dB pour le système ROSTELESAT-N;
- du niveau d'epfd à court terme, allant jusqu'à 5 dB pour le système ROSTELESAT-N et environ 1 dB pour le système F-SAT MULTI1-B.

Utiliser le logiciel de validation sans modifier les gabarits de puissance surfacique d'entrée pourrait donner des résultats très éloignés de ceux qui seraient obtenus par un système non OSG opérationnel du SFS brouillant une station terrienne OSG opérationnelle du SFS pointant vers un satellite OSG opérationnel. Il est donc nécessaire d'adapter la méthodologie appliquée pour établir le gabarit de puissance surfacique du cas le plus défavorable, ce qui produit cette fois un gabarit de puissance surfacique opérationnel pour une station terrienne OSG déterminée du SFS.

## 2.2 Définition du gabarit de puissance surfacique opérationnel

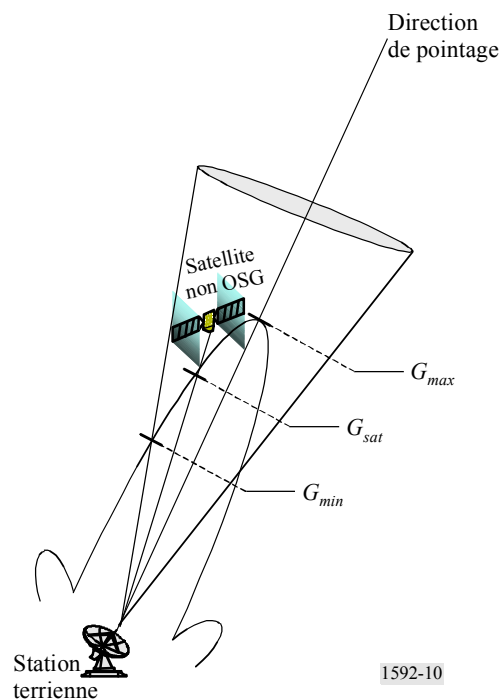
Le gabarit de puissance surfacique opérationnel a pour objet de produire un gabarit de même format que celui des données introduites dans le logiciel de validation, mais en tenant compte des opérations réelles de la constellation non OSG et des brouillages causés à une station terrienne OSG du SFS ayant une antenne de 3 m ou de 10 m.

La création d'un gabarit de puissance surfacique devant être utilisé par le BR est un processus long. Deux mois sur un ordinateur équipé de six processeurs de 800 MHz sont nécessaires pour obtenir le résultat final. Bien que le gabarit de puissance surfacique opérationnel soit quelque peu plus léger, ce sera néanmoins un processus qui prendra du temps. Ce fait devra être pris en compte lors de la mise en oeuvre des procédures de vérification des limites opérationnelles.

Il n'est pas possible de créer un gabarit de puissance surfacique entièrement nouveau. Cela prendrait trop de temps et compliquerait trop les hypothèses à établir pour que ce gabarit soit représentatif de la durée d'exploitation d'un système non OSG du SFS.

La méthode proposée repose sur l'hypothèse selon laquelle la plupart des satellites de la constellation non OSG ne causeront pas de brouillages conséquents à la station terrienne OSG du SFS. On peut donc limiter le nombre de satellites non OSG envisagés pour le calcul de l' $epfd_{\downarrow}$  à ceux qui contribuent le plus à cette  $epfd_{\downarrow}$ . Pour choisir le nombre  $N$  de satellites non OSG, un cône (ou «anneau») opérationnel est mis en oeuvre lors des simulations. Cette méthodologie est présentée dans la Recommandation UIT-R S.1325.

FIGURE 10



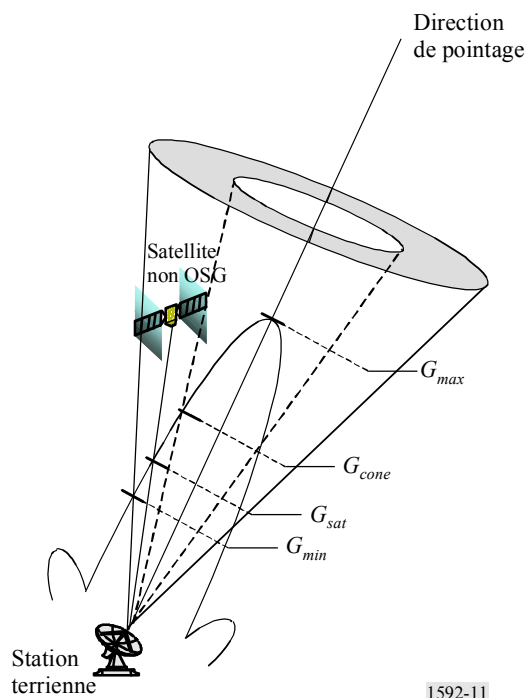


Dans les cas où le niveau le plus élevé d' $epfd_{\downarrow}$  provenant du système non OSG brouilleur 1 du SFS est produit lorsqu'un satellite non OSG est aligné (ou presque aligné) avec un satellite du système brouillé 2 et la station terrienne de ce système, le cône est centré sur la direction de pointage de la station terrienne du système brouillé.

Pour une valeur donnée de l'angle qui définit le cône, l' $epfd$  produite par un satellite non OSG à l'extérieur du cône en direction de la station terrienne 2 serait inférieure à un niveau minimum déterminé,  $epfd_{\min}$ .

Dans les cas où le niveau le plus élevé d' $epfd_{\downarrow}$  provenant du système non OSG brouilleur du SFS est produit lorsqu'un satellite non OSG se trouve au bord de la zone d'exclusion, un «anneau» est défini autour de la zone d'exclusion.

FIGURE 11



1592-11

Lorsque les satellites non OSG du système brouilleur 1 sont visibles à l'intérieur du cône (ou de l'«anneau»), les contributions de chaque satellite non OSG du système 1 visible depuis la station terrienne du système 2 sont évaluées et additionnées afin de calculer l' $epfd$  produite à la station terrienne du système 2.

Lorsque tous les satellites non OSG visibles du système 1 se trouvent à l'extérieur du cône (ou de l'«anneau»), l'epfd totale produite à la station terrienne du système 2 peut ne pas être prise en compte ou peut être définie à  $epfd_{\min}$ , valeur qui dépend de la définition du système (type de constellation, nombre de satellites, position des orbites, taille des antennes, ...). La valeur de  $epfd_{\min}$  est ajustée progressivement jusqu'à ce que les variations des statistiques d'epfd à court terme produites par des opérations successives soient insignifiantes.

Les limites opérationnelles additionnelles sont définies par un ensemble de points discrets correspondant à des niveaux d'epfd déterminés. La limite inférieure est fixée à  $-182 \text{ dB(W/(m}^2 \cdot 40 \text{ kHz))}$  pour une antenne de 3 m et à  $-185 \text{ dB(W/(m}^2 \cdot 40 \text{ kHz))}$  pour une antenne de 10 m. La simulation a pour objet d'analyser l'epfd produite par un système non OSG du SFS au-dessus de cette limite inférieure. Dans ce cas,  $epfd_{\min}$  choisie peut être mise à 1 dB au-dessous de ces limites opérationnelles additionnelles inférieures, ce qui donne des résultats d'une précision satisfaisante.

Les hypothèses adoptées pour produire le gabarit de puissance surfacique opérationnel seraient celles qui sont indiquées dans les lignes directrices de la Partie C de la Recommandation UIT-R S.1503 et sont fondées sur le niveau de trafic en période de pointe associé aux satellites non OSG considérés du cône (ou de l'anneau). Le facteur important à prendre en compte pour la création d'un gabarit de puissance surfacique opérationnel est l'attribution réelle (c'est-à-dire opérationnelle) des faisceaux du satellite non OSG.

La position d'un satellite non OSG à l'intérieur du cône peut être définie par sa latitude (lat), la différence entre la longitude de ce satellite et celle du satellite OSG,  $\Delta\text{long}$ , et l'angle minimal entre sa position et tout point de l'arc OSG, vu depuis la station terrienne OSG du SFS,  $\alpha$ . Ces trois paramètres définissent le gabarit de puissance surfacique tridimensionnel.

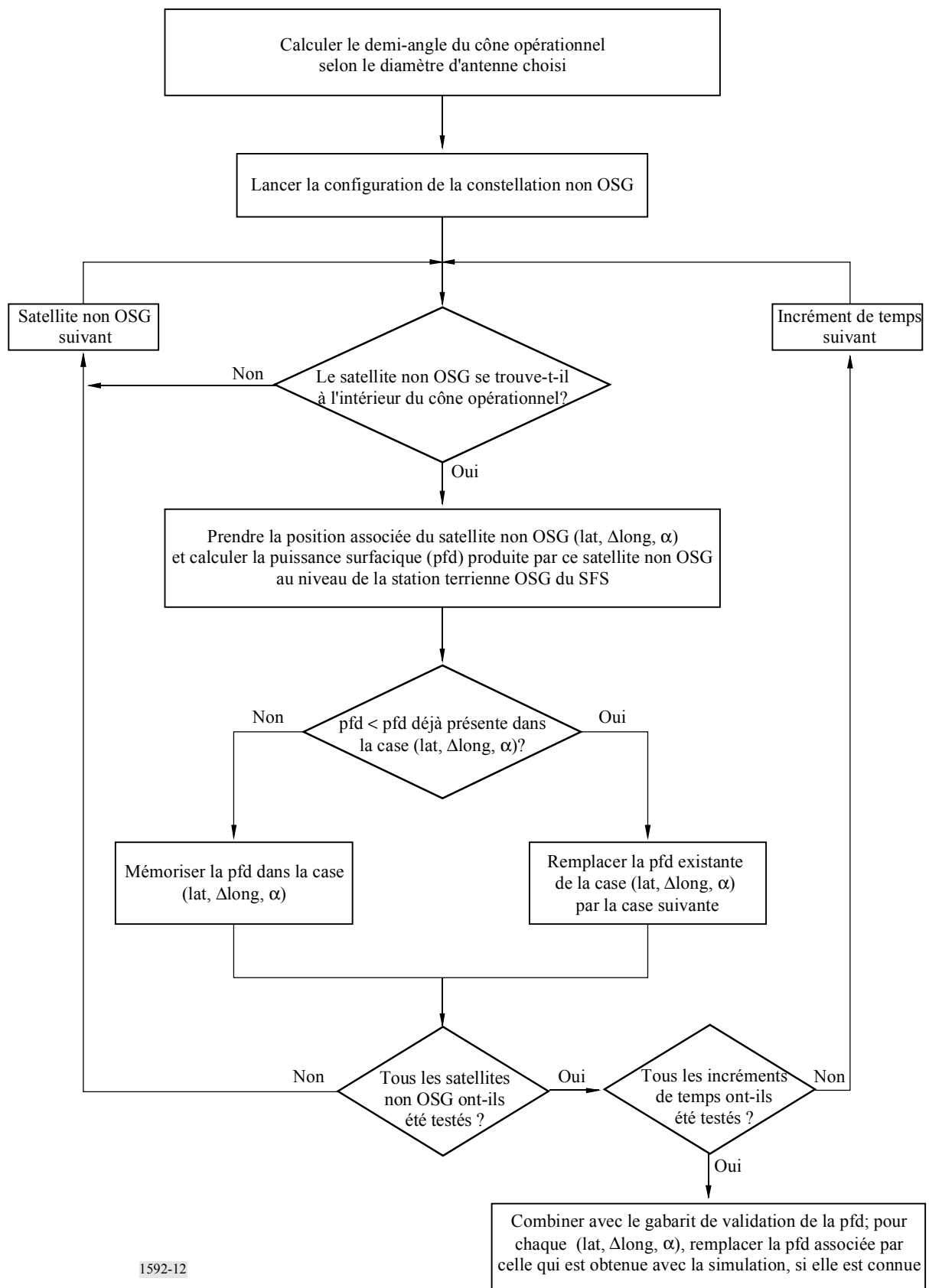
La simulation est ensuite réalisée de telle manière que chaque fois qu'un satellite non OSG est visible à l'intérieur du cône (ou de l'anneau), la puissance surfacique opérationnelle produite au niveau de la station terrienne OSG du SFS par ce satellite non OSG et l'attribution réelle des faisceaux est calculée (à l'exclusion de la contribution des autres satellites non OSG visibles depuis la station terrienne OSG du SFS et à l'extérieur du cône).

Le gabarit de puissance surfacique tridimensionnel est défini en latitude par un pas de  $1^\circ$ , en  $\Delta\text{long}$  par un pas de  $0,1^\circ$  et en  $\alpha$  par un pas de  $0,5^\circ$ . Le cône (ou anneau) doit donc être divisé en cases, chacune correspondant à une valeur de latitude, à une valeur de  $\Delta\text{long}$  et à une valeur de  $\alpha$ . Comme plusieurs satellites non OSG peuvent être vus dans la même case pendant toute la durée de la simulation, le satellite non OSG produisant la puissance surfacique maximale pendant toute la durée de la simulation serait retenu et la puissance surfacique maximale serait définie et attribuée à la case correspondant à lat,  $\Delta\text{long}$  et  $\alpha$ .

On obtiendrait ainsi un gabarit de puissance surfacique pour un nombre limité de combinaisons de 3 variables (lat,  $\Delta\text{long}$ ,  $\alpha$ ). Pour obtenir un gabarit de puissance surfacique complet, ce gabarit opérationnel serait complété par une valeur par défaut de  $-1\,000 \text{ dB(W/(m}^2 \cdot 40 \text{ kHz))}$  pour toutes les autres combinaisons de 3 variables (lat,  $\Delta\text{long}$ ,  $\alpha$ ).

Ainsi, la durée de la simulation nécessaire pour créer un gabarit de puissance surfacique opérationnel est considérablement réduite sans que la précision des statistiques d'epfd soit notablement affectée. Cela permet d'obtenir un gabarit de puissance surfacique plus réaliste et plus précis, compte tenu de l'attribution réelle des faisceaux des satellites non OSG qui contribueraient aux brouillages causés à la station terrienne OSG du SFS.

2.3 Algorithme de création du gabarit opérationnel



## 2.4 Intégration du trafic

Comme indiqué au § 2.1, les hypothèses adoptées pour la création du gabarit de puissance surfacique opérationnel sont identiques à celles qui sont décrites dans la Partie C de la Recommandation UIT-R S.1503. Ces hypothèses sont donc très prudentes sauf en ce qui concerne l'utilisation de l'attribution réelle des faisceaux. Pour ces hypothèses, il est possible en outre d'utiliser le niveau de trafic en période de pointe associé aux satellites non OSG. Cela ajoute une hypothèse très prudente concernant le gabarit de puissance surfacique opérationnel, qui n'est pas du tout représentative d'un système opérationnel, sachant que le satellite non OSG n'émettra pas en continu au niveau de la période de pointe et qu'en fait, la majorité des passages à travers le faisceau d'antenne OSG du SFS se produiront en dehors de la période de pointe.

L'étape suivante de l'évaluation de l'action du système non OSG du SFS dans les brouillages causés à la station terrienne OSG du SFS consiste à effectuer une convolution entre la sortie de la fonction de distribution cumulative (CDF) du logiciel de validation obtenue avec le gabarit de puissance surfacique opérationnel et un modèle de trafic réaliste qui représente mieux les variations quotidiennes des émissions de la constellation de satellites non OSG.

Le résultat CDF des statistiques d'epfd devrait être le dernier résultat à prendre en compte.

## 3 Conclusion

La présente Annexe étudie un processus qui pourrait s'appliquer si un opérateur de systèmes OSG du SFS constate qu'un niveau de brouillage excessif est causé à une station terrienne OSG opérationnelle du SFS. Elle analyse l'application des lignes directrices et du logiciel validés pour la réalisation des simulations et dont disposeraient toutes les administrations.

Le logiciel de validation qui serait utilisé par le BR pour vérifier la conformité d'un système non OSG du SFS avec les limites de validation et qui est indiqué dans la Recommandation UIT-R S.1503 serait utilisé, mais avec des modifications du gabarit de puissance surfacique afin que soit appliqué un gabarit de puissance surfacique opérationnel pour les satellites non OSG qui représenterait de manière plus précise les conditions de fonctionnement d'un système non OSG du SFS.

La méthodologie proposée pourrait permettre d'utiliser le logiciel décrit dans la Recommandation UIT-R S.1503 en créant un gabarit de puissance surfacique opérationnel. Ce processus de création est long et fastidieux. Il ne peut pas servir à évaluer si les limites opérationnelles additionnelles sont observées en de nombreux points. Il doit rester un processus opérationnel applicable à une station terrienne OSG opérationnelle dont on suppose que le niveau d'epfd subie est supérieur aux limites opérationnelles additionnelles.

---