

RECOMENDACIÓN UIT-R S.1559

Metodología para el cálculo de la distribución geográfica de los niveles de la densidad de flujo de potencia equivalente de enlace descendente máximos generados por sistemas del servicio fijo por satélite no geostacionario que utilizan órbitas circulares

(Cuestión UIT-R 236/4)

(2002)

La Asamblea de Radiocomunicaciones de la UIT,

considerando

- a) que la interferencia a redes geostacionarias (OSG) por sistemas no OSG probablemente tengan variaciones significativas tanto geográficas como temporales;
- b) que las distribuciones geográficas de niveles de interferencia causados por sistemas no OSG varían con la carga de tráfico, disposición de las células y configuración de las constelaciones;
- c) que la interferencia a redes OSG por sistemas no OSG pueden variar con los algoritmos de programación de haz del sistema no OSG;
- d) que los algoritmos de haces programados no OSG pueden ser ajustados para satisfacer las variaciones de carga de tráfico y otros factores;
- e) que los niveles de interferencia no OSG dependen de la ubicación geográfica de la estación terrena OSG y de la ubicación del satélite OSG;
- f) que la información sobre la distribución geográfica de los niveles de densidad de flujo de potencia equivalente de enlace descendente ($dfpe_{\downarrow}$) máximos generados por sistemas no OSG puede ser útil para los diseñadores de sistemas OSG para que puedan determinar el nivel esperado de interferencia no OSG,

recomienda

- 1 que se utilice el método descrito en el Anexo 1 para determinar las distribuciones geográficas de niveles $dfpe_{\downarrow}$ máximos generados dentro de una zona de cobertura de satélite OSG por un sistema no OSG que utiliza órbitas circulares;
- 2 que las administraciones incluyendo los operadores de redes OSG del servicio fijo por satélite (SFS) utilicen el Anexo 1 como orientación para el diseño de enlaces para una determinada ubicación geográfica de acuerdo con las siguientes Notas:

NOTA 1 – Se ha especificado un soporte lógico de validación para verificar la conformidad de un sistema no OSG con los límites de la $dfpe_{\downarrow}$ contenidos en el Artículo 22 del Reglamento de Radiocomunicaciones (véase la Recomendación UIT-R S.1503). Este soporte lógico genera niveles de $dfpe_{\downarrow}$ que significa una envolvente absoluta y no son representativos de lo que generaría un sistema no OSG del SFS en funcionamiento a través del tiempo.

NOTA 2 – Si se aplica la metodología que figura en el Anexo 1 empleando las hipótesis y el método de máscara de dfp del satélite como se define en la Recomendación UIT-R S.1503, se obtendrá una distribución geográfica de la envolvente de la $dfpe_{\downarrow}$ absoluta máxima. En el caso en que se aplique el método del Anexo 1 a modelos de simulación más representativos de la operación no OSG, los mapas generados pueden variar durante la vida útil del sistema no OSG mientras que los parámetros de operación cambiarán.

ANEXO 1

Algoritmo para calcular la distribución geográfica de los niveles de interferencia de la $dfpe_{\downarrow}$ máxima causados por sistemas no OSG**1 Introducción**

Teniendo en cuenta que la interferencia de un sistema no OSG variará en forma geográfica sería útil para las administraciones poder cuantificar esta interferencia utilizando un soporte lógico que pueda estimar la distribución geográfica y temporal de la interferencia del SFS no OSG.

El análisis representará la interferencia máxima esperada durante la vida útil del sistema no OSG. Los análisis de escenarios típicos proporcionan escaso valor pues los niveles de interferencia pueden tener variaciones considerablemente grandes.

La metodología presentada en este Anexo podría ser útil para generar mapas que indican niveles representativos de potencia de interferencia no OSG máxima que se podrían recibir en cualquier zona terrestre. Los mapas proporcionarán directrices para el diseño de enlaces por los operadores de sistemas OSG. Estos mapas permitirán a los operadores de sistemas OSG tener mayor conocimiento de los lugares de $dfpe_{\downarrow}$ máxima.

Este Anexo proporciona un método para calcular la distribución geográfica de niveles de la $dfpe$ máxima para sistemas no OSG con órbitas circulares que utilizan un ángulo de exclusión para la reducción de la interferencia de sistemas OSG. Para estos sistemas no OSG los niveles de interferencia de la $dfpe_{\downarrow}$ máxima (para estaciones terrenas OSG con antenas de 3 m de diámetro o mayores) se produce cuando el vehículo espacial no OSG está en línea, o cercana a ella, entre la estación terrena OSG y el vehículo espacial OSG. Para sistemas no OSG en el que éste no sea el caso, no se aplica el presente método.

La $dfpe_{\downarrow}$ máxima se calcula mediante simulación informática del sistema no OSG. Sin embargo, como el valor está cercano a una situación en línea, sólo es necesario simular una pequeña cantidad de puntos en el tiempo para determinar la $dfpe_{\downarrow}$ máxima. Sólo es necesario considerar los puntos que están dentro de la anchura del haz de 10 dB de la estación terrena OSG pues en estos tipos de ubicaciones de sistemas no OSG fuera de la anchura del haz de 10 dB estarán casi seguramente 10 dB como mínimo por debajo del valor de $dfpe_{\downarrow}$ máxima que se encuentra en la superficie de la Tierra.

Puesto que la mayoría de los sistemas no OSG tienen características únicas, el método propuesto no describe cómo simular un determinado sistema no OSG. En cambio, calcula los periodos de tiempo que es necesario simular.

Una resolución de 1° de longitud por 1° de latitud es suficiente para mostrar las variaciones generales en los niveles de interferencia; sin embargo, para estudios más detallados puede ser necesario una resolución más fina, especialmente en el caso de grandes antenas. Se observa que los sistemas no OSG con trazas del satélite de repetición continua tendrán variaciones de la $dfpe_{\downarrow}$ máxima sobre una superficie mucho más pequeña.

2 Esquema del algoritmo

El método dado se puede utilizar para calcular periodos de tiempo durante una simulación de sistema no OSG cuando un vehículo espacial pasa a través de una determinada anchura de haz de una antena terrestre OSG. Se calcula primero una aproximación lineal por segmentos rectilíneos a la

intersección del haz de antena terrestre OSG con la esfera no OSG. Para cada punto de la intersección, se calculan los parámetros orbitales exactos de un vehículo espacial no OSG de modo tal que éste interceptará el punto en la órbita siguiente. Comparando los parámetros orbitales de un vehículo espacial determinado con los parámetros orbitales en cada punto, se pueden determinar los tiempos exactos en que el satélite pasa a través de la antena.

3 Símbolos utilizados

ER:	Coordenadas rotacionales de la Tierra. Sistema de coordenadas ortogonales de tres dimensiones dirigido al centro de la Tierra. El eje z del ER pasa por el Polo Norte y el eje x pasa a través del punto longitud 0 latitud 0
GT :	Ubicación tridimensional de la estación terrena OSG en coordenadas ER
G :	Ubicación tridimensional del satélite OSG en coordenadas ER
G_x :	Componente x del vector G
G_y :	Componente y del vector G
G_z :	Componente z del vector G
\sim :	Normaliza un vector (es decir $\sim V$ es equivalente a $V / V $)
\cdot :	Operador de producto punto
\times :	Operador de producto cruz
$\text{Mín}(Q_i)$:	Determina el valor mínimo de Q_i para toda i
$\text{Máx}(Q_i)$:	Determina el valor máximo de Q_i para toda i
A_x :	Eje x de puntería del sistema de coordenadas de la estación terrena OSG a la OSG
A_y :	Eje y de puntería del sistema de coordenadas de la estación terrena OSG a la OSG
A_z :	Eje z de puntería del sistema de coordenadas de la estación terrena OSG a la OSG
α :	Media anchura de banda de -3 dB de la antena de estación terrena OSG
V_i :	Vectores que forman un cono con el ángulo medio α y el centro apuntando en dirección z
W_i :	Vectores que forman un cono con la mitad del ángulo α y el centro apuntando en dirección OSG
Q_i :	Ubicaciones sobre la esfera no OSG que intercepta vectores W_i
v_0 :	Anomalía media = 0
ω_0 :	Argumento de perigeo en un momento inicial
ω_p :	Velocidad de precesión de argumento de perigeo
Ψ :	Longitud inicial
Φ_r :	Velocidad de precesión de longitud de nodo ascendente
Φ_e :	Velocidad de rotación de la Tierra

Ω_k :	k -ésima longitud que cruza un vehículo espacial no OSG
S :	Semieje mayor
T_{ia} :	Número de veces durante una órbita ascendente en el que el vehículo espacial de prueba pasa a través de Q_i
T_{id} :	Número de veces durante una órbita descendente en el que el vehículo espacial de prueba pasa a través de Q_i
Ψ_{ia} :	Longitud inicial de órbitas que cruzan el punto Q_i mientras asciende en latitud
Ψ_{id} :	Longitud inicial de órbitas que cruzan el punto Q_i mientras desciende en latitud
t_k :	Cantidad de veces en las que un satélite no OSG asciende a través del plano ecuatorial
n :	Número de vectores en el cono.

4 Cálculo de la intersección del haz de antena terminal terrestre OSG con la esfera no OSG

En la Fig. 1, V_i define un conjunto de vectores que barre una configuración cónica centrada en el origen con la mitad de la anchura de banda de -3 dB de α . El centro del cono apunta hacia el eje z del sistema de coordenadas ER.

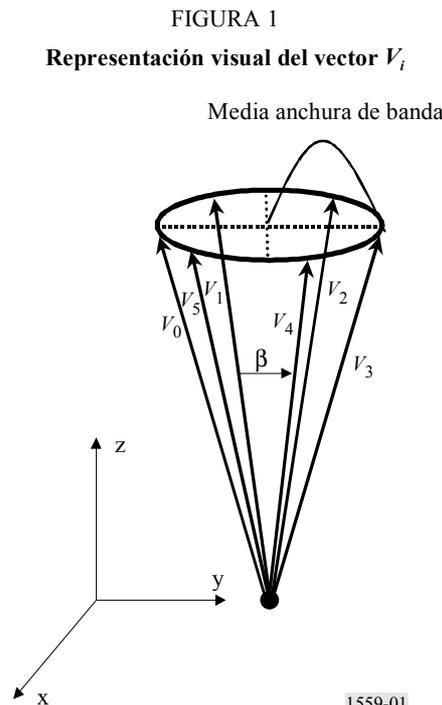
$$V_i = (\cos(\beta_i) \operatorname{sen}(\alpha), \operatorname{sen}(\beta_i) \operatorname{sen}(\alpha), \cos(\alpha)) \quad (1)$$

donde:

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

$$\beta_i = 2\pi i/n = \text{ángulo entre dos vectores adyacentes cualesquiera en la Fig. 1} \quad (2)$$

α : media anchura de banda de -3 dB.



Se calcula entonces un sistema de coordenadas ortogonales A_x, A_y, A_z de modo tal que el eje A_z apunta del terminal terrestre OSG hacia la órbita OSG.

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

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

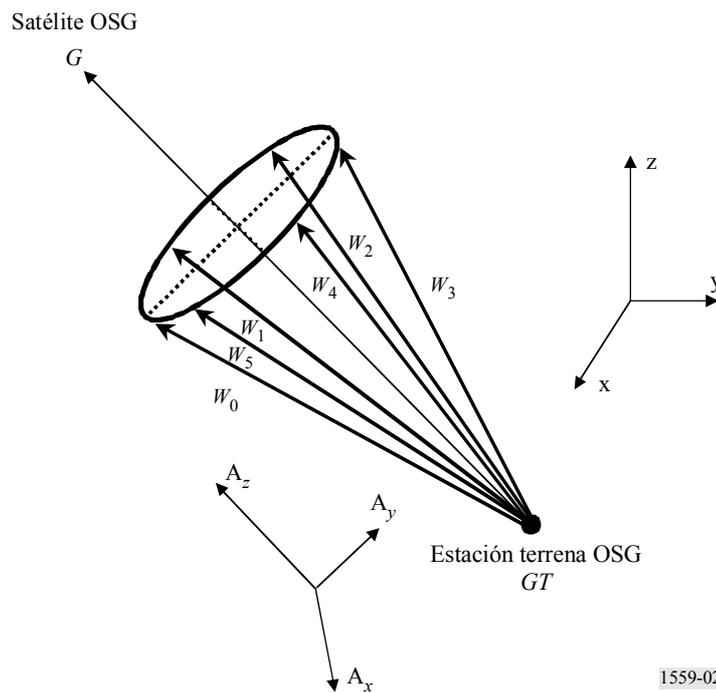
$$A_x = \sim(T \times A_z) \tag{5}$$

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

En la Fig. 2 se muestra el cono cuyos vectores W_i apuntan hacia la órbita de los satélites OSG. Esto se efectúa utilizando una transformación de coordenadas simple.

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

FIGURA 2
Representación visual del vector W_i



1559-02

Los vectores W_i se extienden desde el punto GT al punto G , utilizando los métodos definidos en las ecuaciones (8) a (14), hasta que interceptan la esfera no OSG en los puntos Q_i como se muestra en la Fig. 3.

L_i en la ecuación (8), representa una línea que comienza en el punto GT y se extiende en el sentido de los vectores W_i . Esta línea interceptará la esfera no OSG cuando $|L_i|$ es igual al semieje mayor no OSG. Las ecuaciones (10) a (13) resuelven la ecuación cuadrática que se expresa en la ecuación (9) para hallar el punto de intersección Q_i .

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

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

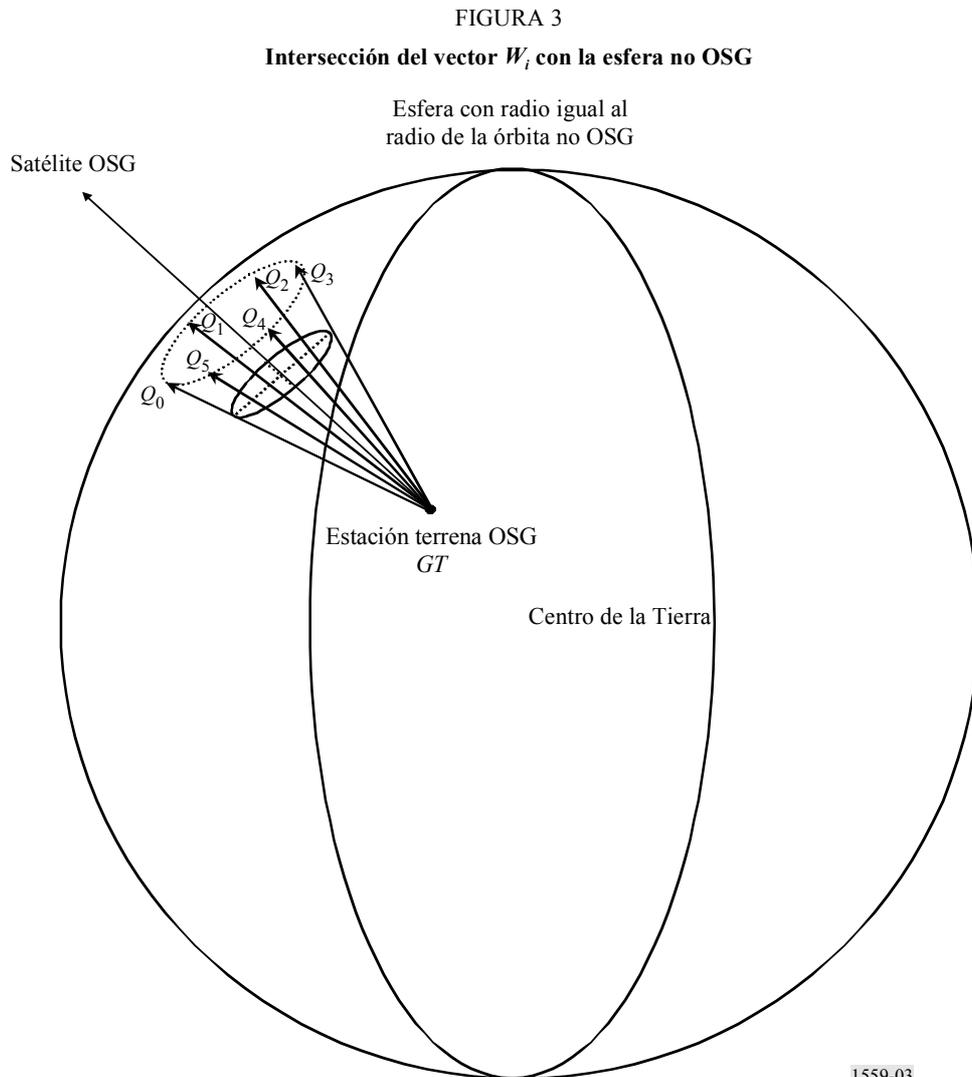
$$a_i = W_i \cdot W_i \quad (10)$$

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

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

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

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



5 Cálculo de los parámetros orbitales no OSG y los tiempos en que el satélite y los puntos de intersección del haz (Q_i) están cubricados

Se elige un vehículo espacial de prueba con los parámetros orbitales de un satélite no OSG y una anomalía media de cero, de modo que intercepte Q_i en la órbita siguiente. La ecuación (15) calcula la ubicación de la órbita del vehículo espacial de prueba en coordenadas ER.

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

donde:

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

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

$$v_0: \text{anomalía media} = 0$$

$$\omega_0: \text{argumento de perigeo en un momento inicial}$$

$$\omega_r: \text{velocidad de precesión de argumento de perigeo}$$

$$\Psi: \text{longitud inicial}$$

$$\Phi_r: \text{velocidad de precesión de longitud de nodo ascendente}$$

$$\Phi_e: \text{velocidad de rotación de la Tierra}$$

$$S: \text{semieje mayor}$$

$$i: \text{ángulo de inclinación.}$$

Para un punto Q_i cuya latitud es menor que el ángulo de inclinación, habrá dos órbitas únicas del vehículo espacial de prueba que intercepta el punto Q_i . Uno se produce cuando el vehículo espacial está ascendiendo en latitud y la otra cuando el vehículo espacial está descendiendo. Para cada una de esas órbitas se calcula la longitud inicial (tiempo = 0) y los tiempos de intersección con el punto Q_i .

Como la coordenada z del vehículo espacial de prueba es $S \text{sen}(\theta) \text{sen}(i)$, θ puede tener dos soluciones posibles. Una de ellas es cuando el vehículo espacial asciende en latitud y la otra cuando el vehículo espacial desciende en latitud.

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

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

T_{ij} , es decir los tiempos durante la órbita cuando el vehículo espacial de prueba pasa a través del punto Q_i en una órbita, viene dado por:

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

donde P representa el periodo orbital.

A partir del valor T_{ij} se calcula la longitud inicial Ψ resolviendo las ecuaciones simultáneas para x e y en la ecuación (15).

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

donde R representa el radio de la órbita.

6 Cálculo de los cruces de longitud para un determinado satélite simulado

Las veces que un satélite cruza el plano ecuatorial se calcula con la siguiente expresión:

$$t_k = (2k\pi - v_0 - \omega_0) / (\omega_r + 2\pi/P) \quad (19)$$

donde:

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

M : número de órbitas antes que se repita el satélite

v_0 : anomalía media = 0

ω_0 : argumento de perigeo en un momento inicial

ω_r : velocidad de precesión de argumento de perigeo

P : periodo orbital.

Los cruces de ascensión de longitud correspondientes vienen dados por la siguiente expresión:

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

7 Determinación de si una órbita cruza a través del haz de la antena de estación terrena OSG

Si un cruce de longitud ascendente de satélite Ω está entre el valor mínimo (Ψ_{ij}) y el valor máximo (Ψ_{ij}) para cualquier valor de j , el satélite cruzará el haz de la antena OSG en cualquier punto sobre la órbita siguiente. Es importante observar que al efectuar este cálculo se tiene en cuenta el módulo naturaleza de la longitud.

8 Determinación del tiempo de simulación de un vehículo espacial que cruza a través del haz de la antena de estación terrena OSG

El tiempo simulado de una órbita que cruza un haz de antena se calcula por medio de la intersección de la órbita con los segmentos rectilíneos de Q_i como se muestra en la Fig. 4. Si una longitud ascendente que cruza Ω se encuentra entre el valor mínimo (Ψ_{ij}) y el valor máximo (Ψ_{ij}), la órbita cruzará el haz de la antena OSG. La órbita intersectará el punto Q_i en dos posiciones. Mediante la interpolación de los valores de T_{ij} correspondientes se pueden obtener los tiempos de intersección aproximados.

Sea:

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

Para cualquier cruce de duración distinta de cero habrá un valor de $i = i1$ tal que $\Psi_{ij} \geq \Omega_k \geq \Psi_{Nij}$. Además, habrá un valor de $i = i2$ tal que $\Psi_{ij} \leq \Omega_k \leq \Psi_{Nij}$.

NOTA 1 – Los puntos cercanos al Ecuador podrían tener sólo una intersección dado que puede existir un cruce que comienza en una órbita y finaliza en la siguiente.

Se puede obtener un valor aproximado del tiempo de intersección correspondiente después del cruce ecuatorial mediante la interpolación lineal de los tiempos de intersección, T_i , conocidos.

Sea:

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

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

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

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

Como $\text{int_}t_1$ e $\text{int_}t_2$ representan los tiempos de un cruce de longitud, el tiempo en la simulación se calcula de la siguiente manera:

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

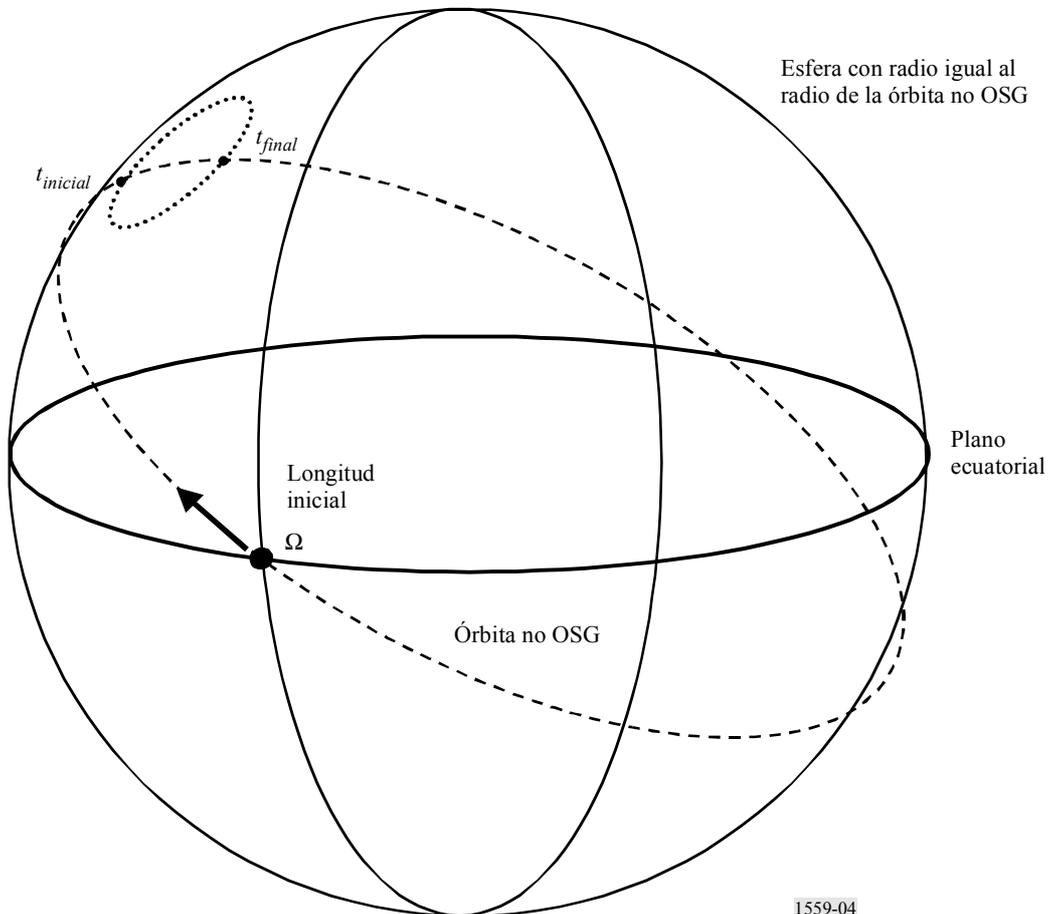
$$\text{End_time}_k = \max(\text{int_}t_1, \text{int_}t_2) + t_k \quad (27)$$

para todas las k tal que:

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

Se calculan entonces los tiempos inicial y final para todos los vehículos espaciales no OSG.

FIGURA 4
Intersección de una órbita no OSG con un haz de antena



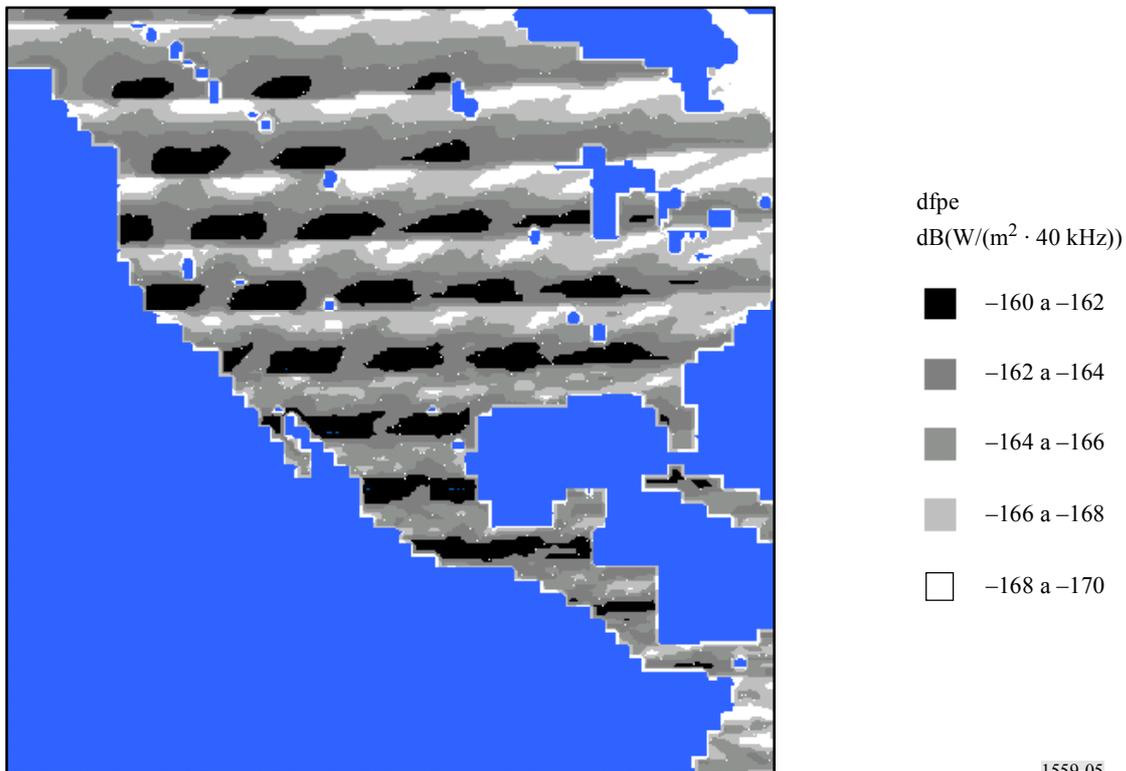
9 Ejemplo de cálculo

Los sistemas no OSG tendrán naturalmente una variación en los niveles de $dfpe_{\downarrow}$ máxima basada en la latitud, distancia de la pasarela no OSG más cercana y ángulo de elevación de la estación terrena OSG al vehículo espacial OSG de soporte.

En la Fig. 5 se ilustra un ejemplo de dicho mapa. Este mapa supone el empleo de máscaras ficticias de dfp conforme a la Recomendación UIT-R S.1503 (un sistema totalmente cargado, una envolvente de todos los algoritmos de programación posibles), y proyecciones terrestres no repetitivas. Se debe señalar que la metodología también es válida para proyecciones terrestres repetitivas y otras hipótesis de operación. Estos mapas pueden ser útiles para fines de planificación de enlaces OSG sensibles, representan el límite superior de la distribución de interferencia si bien los mapas generados por el sistema en funcionamiento pueden por lo general indicar los niveles inferiores de la $dfpe_{\downarrow}$ máxima para cualquier ubicación geográfica.

FIGURA 5

Ejemplo de distribución geográfica de niveles de $dfpe$ máxima



10 Trabajo futuro

Esta Recomendación sólo trata el caso de sistemas no OSG que utilizan órbitas circulares. Sería útil elaborar la metodología que se podría emplear en el caso de sistemas no OSG que utilizan órbitas elípticas.