

RECOMENDACIÓN UIT-R SA.1156^{*,**}**Métodos de cálculo de las estadísticas de visibilidad
de un satélite en órbita baja**

(1995)

La Asamblea de Radiocomunicaciones de la UIT,

considerando

- a) el creciente uso de estaciones espaciales en órbita circular baja en el servicio de investigación espacial y otros servicios;
- b) que la interferencia ocasionada a dichas estaciones o provocada por ellas variará en función del tiempo;
- c) que puede resultar necesario elaborar modelos de compartición dinámica, debido a esas variaciones,

recomienda

que se tengan en cuenta las ecuaciones y los gráficos consignados en los Anexos 1 y 2 para diseñar modelos de situaciones de compartición dinámica en que intervengan satélites en órbita baja.

Anexo 1**Análisis de las estadísticas de visibilidad de un satélite en órbita baja****1 Introducción**

La utilización cada vez mayor de estaciones espaciales del servicio de investigación espacial (y de otros servicios) en órbita circular baja requiere el desarrollo de un modelo de compartición dinámica en el que la interferencia potencial de la estación espacial pueda ser tratada como función variable en el tiempo. Incluso para el más sencillo de los modelos dinámicos de compartición, deben evaluarse no menos de seis caracteres específicos del sistema para definir con exactitud los datos estadísticos principales en función del tiempo de una estación espacial en órbita baja vista desde una ubicación en la superficie de la Tierra.

* Esta Recomendación debe señalarse a la atención de las Comisiones de Estudio 8 y 9 de Radiocomunicaciones.

** La Comisión de Estudio 7 de Radiocomunicaciones efectuó modificaciones de redacción en esta Recomendación en 2003 de conformidad con la Resolución UIT-R 44.

Los datos estadísticos en función del tiempo son:

- el tiempo de tránsito más largo de una estación espacial a través del haz principal de una antena (considerado en el § 3 del presente Anexo), y
- el porcentaje de tiempo a largo plazo que la estación espacial pasa en las distintas regiones de la esfera orbital visto desde la estación en tierra.

La primera estadística es importante, ya que define la duración continua más larga de la potencia del ruido en el sistema receptor en tierra procedente de la estación espacial. La segunda, tras su convolución con los diagramas de las antenas de transmisión y recepción, y la pérdida de distancia, puede utilizarse para formular relaciones interferencia/ruido (I/N) en función del tiempo para el modelo de compartición dinámico. En un sentido, las relaciones interferencia/ruido en función del tiempo pueden ser tratadas con un método similar al que se aplica para la intensidad de la señal en función del tiempo, derivadas de las estadísticas de propagación atmosférica. Sin embargo, un receptor experimenta un cambio en la relación «señal/ruido más interferencia», como función estadística del tiempo, basada en los parámetros de los modelos de estación espacial de órbita baja, en vez de experimentarlo en la relación señal/ruido como función estadística del tiempo.

Los parámetros específicos que determinan las estadísticas de visibilidad a largo plazo de una estación espacial en una órbita circular, inclinada y a baja altitud (véase la Nota 1), vista desde un sistema receptor en la superficie de la Tierra, son:

- altitud de la estación espacial H (km);
- inclinación de la órbita de la estación espacial i (grados);
- latitud de la estación en tierra La (grados);
- orientación en acimut de la antena de la estación en tierra medido desde el Norte Az (grados);
- orientación en elevación de la antena de la estación en tierra medida desde el plano horizontal local El (grados);
- superficie angular de la región de interés δA .

NOTA 1 – Este Anexo trata solamente de las órbitas circulares de los satélites cuyo periodo no es múltiplo par del periodo de rotación de la Tierra.

El último parámetro puede dar lugar a distintas interpretaciones físicas, que dependen de la finalidad del análisis. Así, por ejemplo, puede ser la superficie angular del haz principal de la antena de la estación en tierra o puede ser la superficie angular expresada por una «anchura» acimutal de δAz (grados) y una «altura» de elevación expresada en δEl (grados).

2 Ecuación de límites

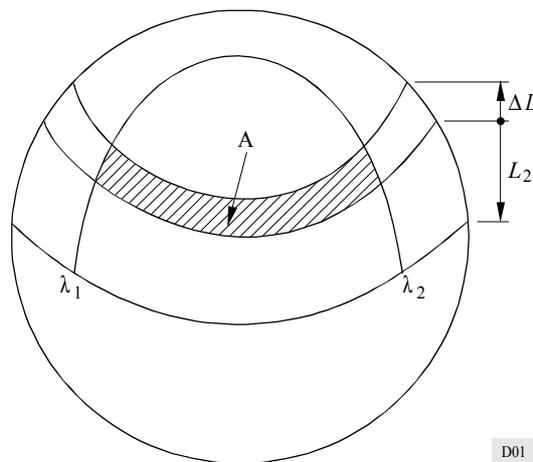
A continuación se incluye la ecuación (deducida en el Anexo II al Informe 684 (Ginebra, 1982)) que puede utilizarse para delimitar el porcentaje de tiempo que un vehículo espacial de órbita baja permanecerá en determinadas regiones visibles desde una estación en tierra, durante periodos de tiempos largos:

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

donde:

- $L, \Delta L$: límites de latitud de la región de la esfera orbital (Fig. 1)
- $\delta \lambda$: región longitudinal de la esfera orbital entre los límites de longitud λ_1 y λ_2 (Fig. 1)
- i : inclinación de la órbita del satélite (todos los ángulos se evalúan en radianes).

FIGURA 1



D01

3 Tiempo máximo de permanencia de un satélite en el haz de una estación en tierra

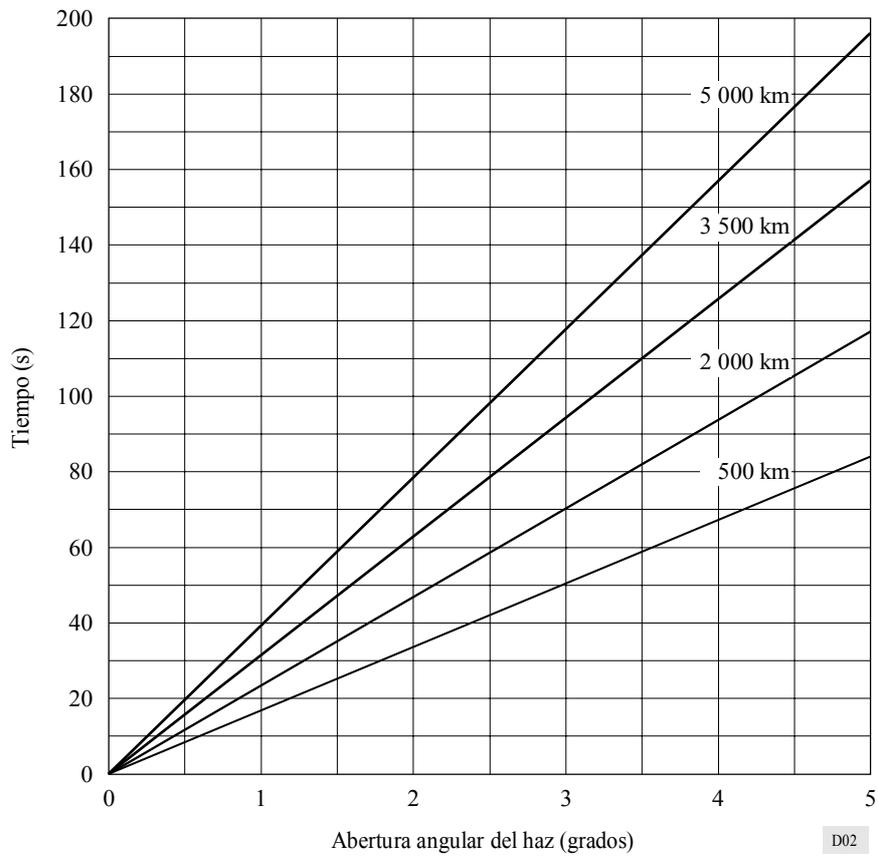
En este punto se proporcionan datos numéricos relativos al caso más desfavorable de compartición de frecuencias con satélites en órbita baja inclinada. Tal compartición está determinada por el tiempo durante el cual un satélite «no deseado» y virtualmente interferente permanece en el haz, definido por su abertura angular a 3 dB, del receptor de una estación en tierra. Este parámetro ha sido evaluado para distintas altitudes de órbita y para dos elevaciones límite de la antena receptora. Los resultados numéricos deducidos en este documento representan un límite superior del tiempo en que un vehículo espacial permanecerá dentro del haz de la estación en tierra a una determinada altitud.

El tiempo de permanencia de un satélite en el haz de una estación en tierra es función de la abertura angular de éste, del ángulo de elevación del haz y de la altitud del satélite. En el caso más desfavorable, es decir, aquel en que el satélite permanece el mayor tiempo posible en el haz, se presenta cuando la estación en tierra se halla en el Ecuador, con una elevación del haz igual a 0° y el satélite se desplaza hacia el Este a lo largo de una órbita con inclinación de 0° . El tiempo que el satélite permanece en el haz depende de la velocidad del satélite con relación a la velocidad del haz (puesto que el haz de la antena gira acompañando a la Tierra), así como de la longitud de arco de intersección de la órbita con el haz.

En las Figs. 2 y 3 se muestra el tiempo máximo que puede permanecer un vehículo espacial en el haz principal de una antena, con elevaciones de 0° y 90° , respectivamente, y diversas altitudes orbitales y aberturas del haz.

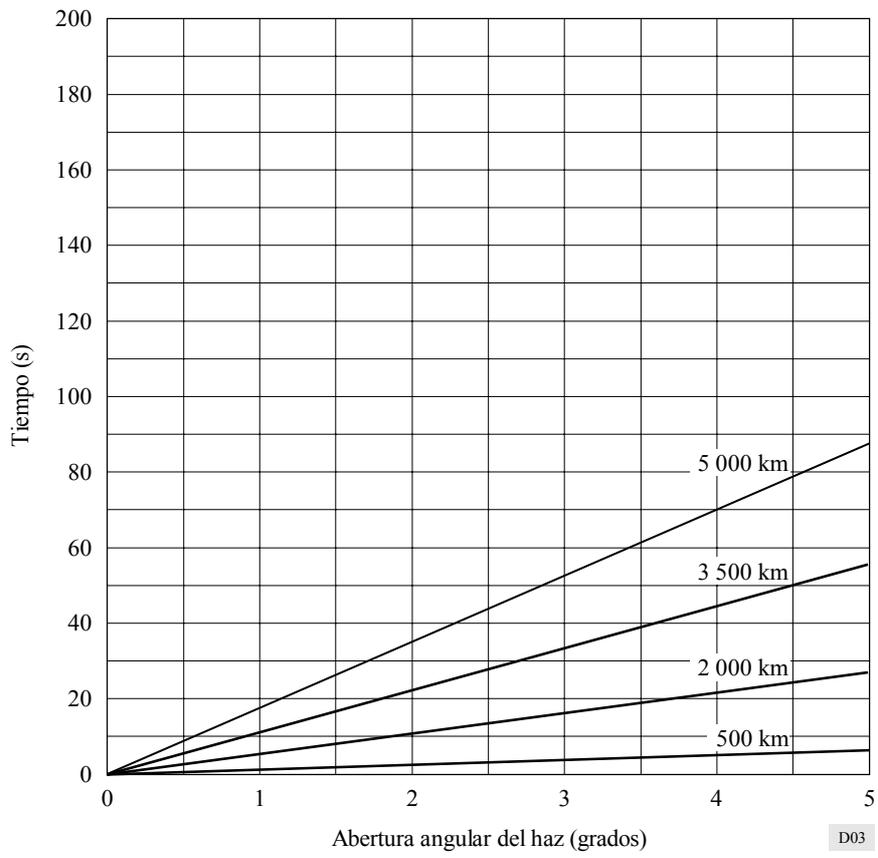
FIGURA 2

Tiempo máximo de permanencia en el haz en función de la
apertura angular del haz. Ángulo de elevación de 0°



D02

FIGURA 3
Tiempo máximo de permanencia en el haz en función de la
apertura angular del haz. Ángulo de elevación de 90°



D03

Anexo 2

Método de cálculo de estadísticas acumuladas para evaluar la interferencia entre satélites en órbita baja y estaciones terrenales

1 Introducción

En el Anexo 1 se describen los factores que afectan a las estadísticas de visibilidad, se indica una ecuación de límites para determinar el porcentaje de tiempo en que un satélite en órbita baja ocupará regiones especificadas de la esfera orbital visibles desde una estación terrena y se presentan gráficos simplificados en los cuales se indica el periodo máximo en el que un satélite en órbita baja permanece en ciertas regiones de la esfera orbital en función de varios parámetros. Con el presente anexo se pretende:

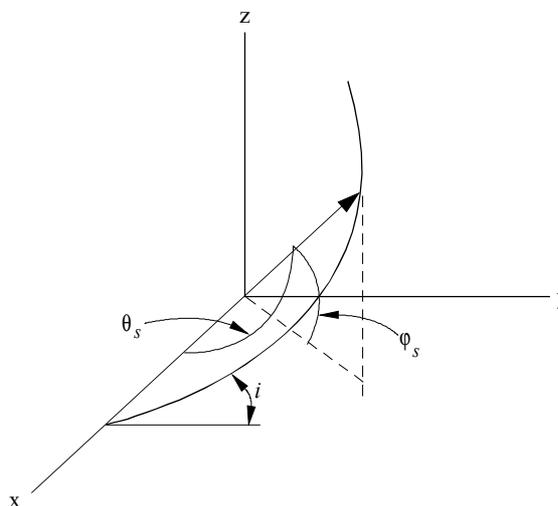
- desarrollar la función de densidad de probabilidad de un satélite que ocupa posiciones específicas en la esfera orbital;
- ilustrar la forma en que puede aplicarse la función de densidad de probabilidad para calcular la función de densidad de probabilidad de la interferencia causada a los satélites en órbita baja por emisiones de estaciones del servicio fijo (SF); e
- ilustrar la forma de calcular la función de densidad de probabilidad de la interferencia causada a los sistemas del SF, suponiendo que la p.i.r.e. del satélite en órbita baja está conformada para producir un determinado perfil de densidad de flujo de potencia en la superficie de la Tierra.

2 Función de densidad de probabilidad de la posición de un satélite en órbita baja en la esfera orbital

La posición (latitud y longitud) de un satélite que se desplaza en la esfera orbital con respecto a un punto fijo de la Tierra es función de dos parámetros independientes, a saber: la posición del satélite en su plano orbital y la longitud del punto de observación en la Tierra con respecto a dicho plano. En la Fig. 4 se representa el modelo geométrico utilizado en el presente análisis. Se supone que el satélite se encuentra en una órbita circular a una altitud, h , que la inclinación del plano orbital es i y que no hay una relación directa entre los periodos de rotación del satélite y de la Tierra.

FIGURA 4

Modelo geométrico simplificado de un satélite en órbita alrededor de la Tierra



El sistema de coordenadas representado en la Fig. 4 constituye un sistema dextrógiro geocéntrico en el que el plano x-y corresponde al plano ecuatorial y el eje x apunta a una dirección arbitraria del espacio (normalmente el primer punto de Aries).

Por razones de simplicidad, se supone que el eje x constituye la intersección del plano orbital y el plano ecuatorial. La latitud φ_s de la posición del satélite en el espacio viene dada por la expresión:

$$\text{sen } \varphi_s = \text{sen } \theta_s \text{ sen } i \quad (2)$$

donde θ_s es el ángulo central entre el eje x y el vector de posición del satélite. Para satélites en órbitas circulares, θ_s es una función lineal del tiempo t , esto es $\theta_s = 2\pi t / \tau$, donde τ es el periodo de la órbita. En la ecuación (2) se relaciona la latitud del satélite con el ángulo central θ_s y el ángulo de inclinación orbital i .

Si el ángulo central del vector de posición de un satélite en una órbita circular se muestrea aleatoriamente, se llega a la conclusión de que el ángulo θ_s está uniformemente distribuido entre 0 y 2π radianes. Esto puede indicarse mediante una función de densidad de probabilidad $p(\theta_s)$:

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

La función de densidad de probabilidad de la latitud del vector de posición del satélite puede obtenerse aplicando un método de transformación directa de la teoría de probabilidades. Puede verse que, para una variable aleatoria x con una función de densidad de probabilidad $p(x)$ que se somete a la transformación $y = g(x)$, la función de densidad de probabilidad $p(y)$ de la variable aleatoria y viene dada por:

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

donde:

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

y x_1, \dots, x_n son las raíces reales de $y = g(x)$.

Aplicando este procedimiento a las ecuaciones (2) y (3) se obtiene la función de densidad de probabilidad de la latitud del vector de posición del satélite en su plano orbital:

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

La ecuación (5) representa la función que se obtendría si la latitud del satélite se muestrase aleatoriamente un gran número de veces. La ecuación (5) indica, como era de esperar, que la expresión queda definida únicamente para valores reales de $|\varphi_s| \leq i$. Puede verse también que:

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

como cabía esperar.

Para que el satélite aparezca en una longitud determinada λ_s en la esfera orbital con respecto al punto de referencia en la superficie de la Tierra, el plano orbital debe intersecarse con la esfera orbital en esa longitud. La probabilidad de que esto ocurra se distribuye uniformemente en 2π radianes, esto es:

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

Por último, dado que se supone que el periodo del satélite y la rotación de la Tierra no están directamente relacionados, la función de densidad de probabilidad de la posición del satélite es la probabilidad conjunta de dos eventos independientes, que viene dada por el producto de las dos funciones de densidad de probabilidad:

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

La probabilidad $P(\Delta\varphi, \Delta\lambda)$ de que el satélite ocupe la región de la esfera orbital limitada por la latitud φ_s , $\varphi_s + \Delta\varphi_s$ y la longitud $\Delta\lambda_s$ viene dada por:

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

La integración arroja el siguiente resultado:

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

3 Función de densidad de probabilidad de la interferencia causada a satélites en órbita baja por emisiones de los sistemas del SF

La función de densidad de probabilidad de la interferencia causada a satélites en órbita baja por emisiones de sistemas del SF es función de la geometría y de la función de densidad de probabilidad de la posición del satélite. Si la interferencia puede expresarse en función de las coordenadas (latitud y longitud relativa) de la esfera orbital visible, es decir, $I(\varphi_s, \lambda_s)$, la función de densidad de probabilidad de la interferencia causada al satélite en órbita baja $p(I)$ viene dada en la Recomendación UIT-R S.699.

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

donde S indica que la integración debe realizarse en el segmento de la superficie de la esfera orbital que contribuye a un nivel de interferencia comprendido entre los valores de I e $I + dI$.

La función $I(\varphi_s, \lambda_s)$ es una función compleja de varios parámetros, a saber, la ubicación de la estación del SF, la densidad espectral de potencia del transmisor, las características de directividad de la ganancia de la antena transmisora, el acimut y el ángulo de elevación de la antena transmisora, la altitud y el ángulo de inclinación de la órbita del satélite, la distancia al satélite, la ganancia de la antena receptora del satélite en la dirección de la interferencia y la frecuencia de explotación. La integral de una función tan compleja se resuelve más fácilmente aplicando métodos numéricos.

Las etapas del procedimiento numérico son las siguientes:

Etapas 1: Se definen φ_s y λ_s como variables independientes en la superficie de la esfera orbital visible.

Etapa 2: Se define un conjunto $I(n)$ que corresponde al intervalo que nos interesa (valores máximo a mínimo de la interferencia $I(\varphi_s, \lambda_s)$), donde n corresponde al número de incrementos deseados (por ejemplo incrementos de 0,25 dB) (este conjunto se utilizará para almacenar la función de densidad de probabilidad diferencial).

Etapa 3: Se evalúa $I(\varphi_s, \lambda_s)$ con valores dados de φ y λ (se recurrirá a estos valores para apuntar a un determinado elemento n_0 en el conjunto $I(n)$).

Etapa 4: Se calcula $p(\varphi_s, \lambda_s) d\varphi_s d\lambda_s$ y se añade al valor almacenado en $I(n_0)$.

Etapa 5: Se incrementan φ y λ en la superficie de la esfera orbital visible.

Etapa 6: Se repiten las etapas 3 a 5.

Se observa que la evaluación numérica de la ecuación (11) da lugar a la transformación de la integral en una suma.

Los parámetros geométricos requeridos para evaluar $I(\varphi_s, \lambda_s)$ se obtienen utilizando un sistema de coordenadas geocéntrico similar al que aparece en la Fig. 4. La diferencia más notable es que el sistema de coordenadas rota al mismo ritmo y en la misma dirección que la Tierra. El plano x-y es el plano ecuatorial y z es el eje de rotación de la Tierra. Por razones de simplicidad, se supone que la estación del SF se halla en el plano x-z. La escala del sistema de coordenadas se normaliza con respecto al radio de la Tierra. En consecuencia, todas las distancias calculadas en este sistema de coordenadas deben multiplicarse por el radio de la Tierra (6378 km) para obtener el valor correcto. Los componentes normalizados del vector de posición \mathbf{P} de la estación vienen dados por:

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

donde φ_p es la latitud de la estación del SF.

La dirección adonde apunta la antena de transmisión del SF se representa por un vector unitario situado en el plano de la horizontal local y está desviada un ángulo acimutal especificado θ_{az} con respecto a la dirección Norte. Los componentes del vector de puntería \mathbf{U}_A de la antena vienen dados por:

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

donde:

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

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

Los valores de φ_s y λ_s que definen los límites de la superficie visible de la esfera orbital pueden determinarse fácilmente. Los límites de φ_s vienen dados por:

$$\varphi_{m\acute{a}x} = \varphi_p + \varphi_{lim}, \quad \varphi_{m\acute{a}x} \leq i, \text{ de otro modo } \varphi_{m\acute{a}x} = i \quad (15a)$$

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

donde:

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

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

h : altitud del satélite

r_e : radio de la Tierra.

Cuando $\varphi_{min} < i$, el satélite en órbita baja no es visible desde la estación del SF.

Para un valor arbitrario de φ_s comprendido entre los límites φ_{min} y φ_{max} , los valores límite de la longitud relativa λ_{min} y λ_{max} en el segmento visible de la esfera orbital se obtienen empleando la expresión:

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

Dados los valores φ_s y λ_s comprendidos entre los límites anteriormente calculados, la distancia al satélite y el ángulo entre la dirección a la que apunta la antena de la estación del SF y la dirección hacia el satélite se obtienen muy fácilmente mediante un análisis vectorial. Concretamente, el vector que va hacia el satélite \mathbf{R} puede expresarse como sigue:

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

donde \mathbf{P} es el vector de posición de la estación del SF especificado por la ecuación (12) y \mathbf{S} es el vector de posición del punto de muestreo de la ubicación del satélite en la esfera orbital, que viene dado por:

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

La distancia normalizada al satélite $|\mathbf{R}|$ se obtiene extrayendo la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados de los componentes del vector de distancia obtenido en la ecuación (17). El ángulo de desviación respecto del satélite se obtiene con el producto escalar del vector de puntería \mathbf{U}_A de la antena (cuyos componentes normalizados vienen dados por la ecuación (13)) y el vector de distancia \mathbf{R} . El ángulo de desviación $\varphi_{off-axis}$ se obtiene del siguiente modo:

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

En la Recomendación UIT-R S.699 se establece el diagrama de radiación de referencia que debe utilizarse para las antenas de transmisión de las estaciones de SF con $D/\lambda_f < 100$ y para antenas con $D/\lambda_f > 100$, donde D es el diámetro de la antena y λ_f la longitud de onda a la frecuencia de explotación. Se supondrá que el diagrama de radiación de referencia que ha de utilizarse para el sistema de recepción del satélite en órbita baja es isotrópico. Basándose en estas consideraciones:

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

donde:

P_T : potencia del transmisor (o la densidad espectral de potencia)

$G_T(\varphi_{off-axis})$: ganancia de la antena transmisora en la dirección del punto de muestreo (φ_s, λ_s)

G_R : ganancia de la antena receptora en el punto de muestreo en la dirección de la estación del SF

λ_f : longitud de onda a la frecuencia de explotación y

R_s : distancia (con las mismas dimensiones que λ_f) entre la estación del SF y el punto de muestreo (esto es, $|\mathbf{R}|r_e$).

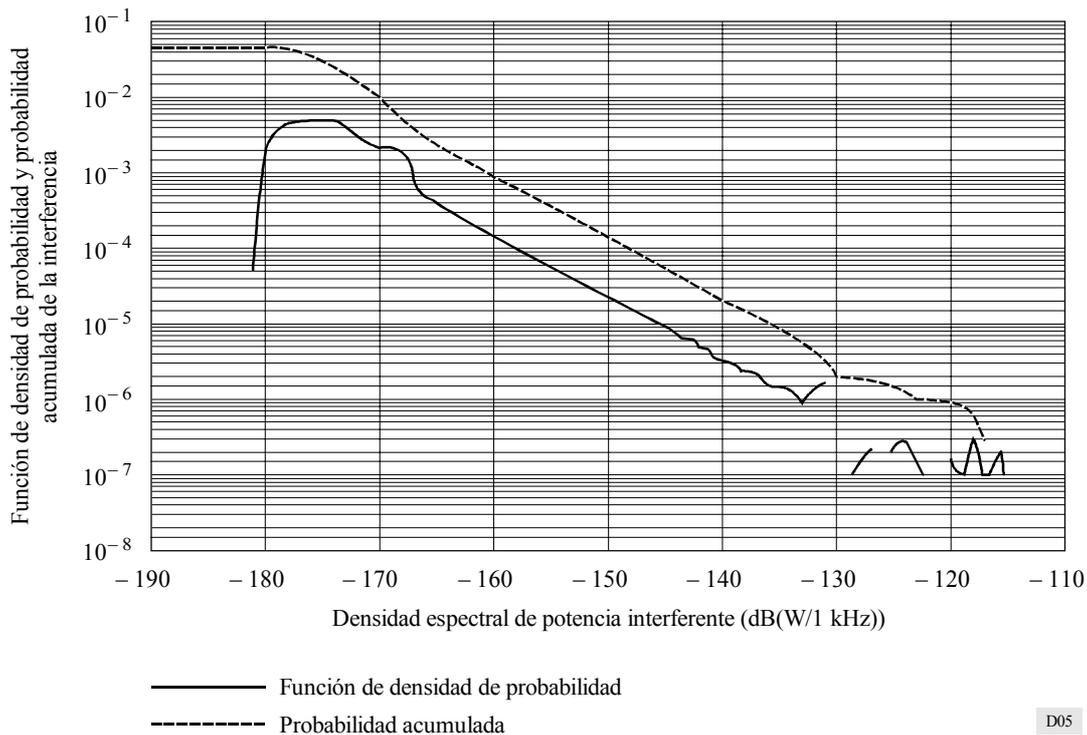
Aplicando el procedimiento descrito anteriormente en el presente punto, se obtiene, a partir de las ecuaciones (11) y (20), la función de densidad de probabilidad de la interferencia causada a un satélite en órbita baja por emisiones de una estación del SF.

Se ha evaluado un caso para ilustrar los resultados que pueden obtenerse con el procedimiento analítico descrito. Para el caso presente, se ha supuesto que:

- la estación del SF se encuentra a 38° N;
- la ganancia de la antena es de 50 dBi;
- el ángulo acimutal de la antena es de 90°;
- la frecuencia de explotación es de 2 050 MHz;
- la densidad espectral de potencia del transmisor a la entrada de la antena es de 0 dB(W/1 kHz);
- el satélite se encuentra en una órbita circular a una altitud de 800 km;
- la inclinación del plano orbital es de 90° y
- el satélite tiene una antena receptora isótropa con una ganancia de 0 dBi.

Los resultados de los análisis pueden verse en la Fig. 5. La curva de trazo continuo representa la función de densidad de probabilidad de la interferencia recibida por un satélite en órbita baja. La curva de trazo discontinuo representa la probabilidad acumulada de que la interferencia sobrepase un valor específico. Por ejemplo, la curva de trazo continuo muestra que la función de densidad de probabilidad de que la interferencia sea del orden de -150 dB(W/1 kHz) es de 2×10^{-5} aproximadamente. De manera análoga, la curva de trazo discontinuo indica que la probabilidad de que la interferencia exceda de -170 dB(W/1 kHz) es de aproximadamente 1×10^{-2} , ó 1%.

FIGURA 5
Interferencia en la estación con dispersión troposférica del ejemplo



4 Función de densidad de probabilidad de la interferencia causada a sistemas del SF por emisiones de satélites en órbita baja

El método utilizado para calcular la función de densidad de probabilidad de la interferencia causada, a estaciones del SF por emisiones de satélites en órbita baja es una pequeña ampliación del método descrito en el punto anterior. En este caso, se supone que la interferencia incidente en la estación del SF es conforme con los valores de la densidad de flujo de potencia, que se especifican en función del ángulo de elevación en la estación del SF. Se aplican las etapas del procedimiento descrito en el § 3. El cálculo de $I(\varphi_s, \lambda_s)$ se convierte en:

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

donde $\rho(\delta)$ es la densidad espectral de flujo de potencia y δ el ángulo de elevación y los parámetros tienen valores obtenidos anteriormente. La ecuación (19) se utiliza para calcular el ángulo de desviación, y la densidad espectral de flujo de potencia viene dada por:

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

El ángulo de elevación se obtiene con el producto escalar del vector de distancia \mathbf{R} y el vector de posición \mathbf{P} de la estación del SF. Como $\cos(90 - \delta) = \sin \delta$:

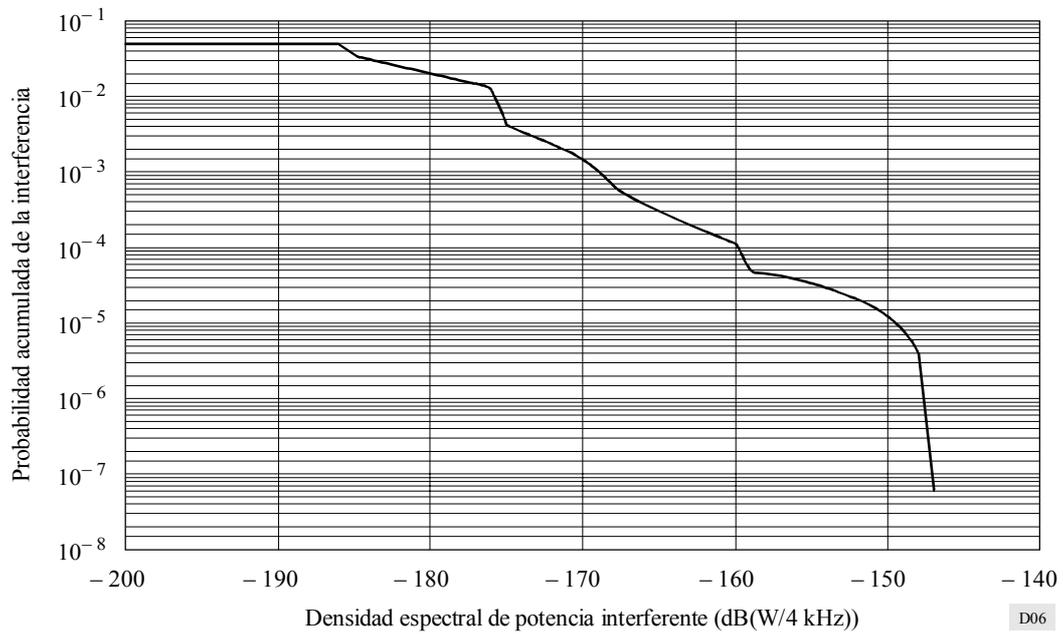
$$\delta = \text{sen}^{-1} \left[\frac{\mathbf{R} \cdot \mathbf{P}}{|\mathbf{R}|} \right] \quad (23)$$

Se ha evaluado un ejemplo para este caso de interferencia. Se ha supuesto que:

- la estación del SF está situada a 38° N;
- la ganancia de la antena receptora es de 35 dBi;
- el ángulo acimutal de la antena es de 90°;
- la frecuencia de explotación es de 2250 MHz;
- la densidad espectral de flujo de potencia incidente en la estación de SF viene dada por la ecuación (22);
- el satélite se encuentra en una órbita circular a una altitud de 800 km y
- la inclinación del plano orbital es de 90°.

Los resultados del análisis pueden verse en la Fig. 6. La curva de trazo continuo es la probabilidad acumulada de que la interferencia rebase un determinado valor. La Figura muestra que la probabilidad de que la interferencia sobrepase -167 dB(W/4 kHz) es del orden de 4×10^{-4} .

FIGURA 6
Interferencia causada a la estación de radioenlaces del ejemplo



5 Resumen

En la presente Recomendación se resume la forma de obtener la función de densidad de probabilidad de un satélite que ocupa determinadas posiciones en la esfera orbital y se ilustra la forma en que dicha función puede utilizarse para calcular las características estadísticas de la interferencia causada a satélites en órbita baja por emisiones de estaciones del SF, así como el cálculo de la función de densidad de probabilidad de la interferencia causada a los sistemas del SF, suponiendo que la densidad de flujo de potencia de las emisiones de los satélites en órbita baja corresponda a un determinado perfil de densidad de flujo de potencia.